



Koninklijke Militaire School – Universiteit Twente

Onderzoek naar het gedrag van composietplaten onder schokgolfbelasting

Bachelor eindopdracht

Arno Bouwhuis s0121983 5/29/2009

Voorwoord

Voor u ligt het resultaat van circa zestien weken werk ter afronding van mijn bacheloropleiding: de Bachelor eindopdracht. Ik heb mijn eindopdracht uitgevoerd aan de Koninklijke Militaire School te Brussel bij de afdeling Bouwkunde en Materialen. Gedurende veertien weken heb ik hier onderzoek mogen doen naar het gedrag van composietplaten. In deze tijd heb ik niet alleen heel veel geleerd, maar ook nog eens veel nieuwe mensen mogen ontmoeten, ervaring opgedaan op het gebied van onderzoek met explosieven en statische belasting én ook nog eens heel veel plezier beleefd aan het uitvoeren van de eindopdracht. Dit zou echter nooit gelukt zijn zonder de inzet van een groot aantal mensen, waarvoor ik hen dan ook zeer dankbaar ben.

Ten eerste zou ik mijn stagebegeleider Professor Dr. ir. John Vantomme willen bedanken voor zijn inzet bij mijn onderzoek. Ondanks zijn zeer drukke agenda heeft hij mij toch altijd goed geholpen, zowel bij mijn onderzoek, als bij zaken als huisvesting en administratie. Zo heeft hij een kamer voor mij geregeld op het terrein van de Koninklijke Militaire Academie zelf, waar ik gedurende mijn onderzoek kon verblijven. Ook heeft hij mij advies en uitleg gegeven bij het uitvoeren van mijn onderzoek en heeft hij mij toch de mogelijkheid gegeven om in vrijheid en naar eigen inzicht mijn onderzoek te kunnen uitvoeren. Hier wil hem bij deze nogmaals hartelijk voor bedanken!

Ook wil ik graag mijn interne begeleider ir. Jody Borgers bedanken voor zijn hulp bij het opzetten van het onderzoek en zijn begeleiding gedurende het onderzoek. Meneer Borgers is tweemaal in Brussel geweest en heeft mij middels e-mail geholpen met een aantal vragen, met name op het gebied van de explosies, waar ik zo geen antwoord op kon vinden. Ook wil ik hem graag bedanken voor zijn hulp bij het regelen van de eindopdracht buiten het onderzoek om.

Dan zijn er natuurlijk ook nog de collega's van de afdeling Bouwkunde en Materialen die mij hebben geholpen bij mijn onderzoek. Omdat ik een experimenteel onderzoek heb gedaan waarbij ook veel praktisch werk is uitgevoerd heb ik veel hulp van iedereen gekregen. Zij hebben mij begeleid bij het maken van de composietplaten, het uitvoeren van de experimenten en bij het gebruiken van de microscopen. Zo wil ik ir. Lionel Gilson graag bedanken voor zijn hulp bij het maken en het onderzoeken van de schade aan de composietplaten, Patrick voor zijn hulp en raad bij het uitvoeren van de experimenten met statische belasting, ing. Bruno Reymen voor zijn hulp bij het uitvoeren en voorbereiden van de experimenten met schokgolfbelasting en Jean-Luc Wuestenberghs voor zijn hulp bij het gebruiken van de microscopen. Verder wil ik alle andere collega's die mij hebben geholpen bedanken voor hun hulp en gezelligheid. In het bijzonder mijn Spaanse collega's Diego, Alex, Javier, Vermin en Bertha, die mij niet alleen wegwijs hebben gemaakt in Brussel maar ook nog eens zorgden voor gezelligheid tijdens de lunch en op kantoor.

Tot slot wil ik deze gelegenheid nog benutten om een aantal mensen van het thuisfront te bedanken. Ten eerste mevrouw Ellen van Oosterzee van de Universiteit Twente voor haar hulp bij de voorbereiding en organisatie van de Bachelor eindopdracht. Zij heeft mij heel erg geholpen bij zaken als de voorbereiding, de subsidie en de organisatie met Advanced Technology. Ook haar wil ik daarom bij deze hartelijk bedanken voor haar moeite en inzet!

En dan wil ik als laatste nog graag mijn ouders bedanken voor hun steun en inspanningen tijdens mijn verblijf in Brussel en in de weekenden dat ik weer thuis kwam. Ook dat heeft mij erg geholpen tijdens mijn eindopdracht en dus wil ik ook hen bij deze hiervoor ontzettend bedanken!

Inhoudsopgave

	Paginanummer:
Samenvatting	5
Inleiding	
Hoofdstuk 1: Composiet	
Vezelrichting en opbouw van de composietplaat	
Bepalen van de eigenschappen van de composietplaat	
De vezels	
De matrix	
Het vervaardigen van de composietplaat	
De verschillende typen composietplaat	
Conclusie	
Hoofdstuk 2: Berekeningen	
Dunne platen analyse	
Kolibri	15
Berekeningen met betrekking tot de schokgolfbelasting	16
Simulaties met Autodyn	
Conclusie	
Hoofdstuk 3: Proeven met statische belasting	
De opstelling van de proeven met statische belasting	18
De uitvoering van de proeven met statische belasting	
De resultaten van de proeven met statische belasting	
Conclusie	21
Hoofdstuk 4: Proeven met schokgolfbelasting	22
De opstelling van de proeven met schokgolfbelasting	22
De uitvoering en resultaten van de proeven met schokgolfbelasti	ng 23
Metingen van de blastpencil	
Conclusie	
Hoofdstuk 5: Schadeanalyse	
Overzicht van de schade van de statisch belaste platen	
Globaal schadebeeld van de statisch belaste platen	
Overzicht van de schade van de met een schokgolf belaste platen	1 31
Globaal schadebeeld van de met een schokgolf belaste platen	
Microscopische inspectie	
Conclusie	
Conclusie	
Aanbevelingen	

Literatuurlijst	0
-----------------	---

Appendix

Appendix 1: Eigenschappen van platen	41
Appendix 2: Voorbeeld berekening Kolibri	44
Appendix 3: Berekeningen Conwep	49
Appendix 4: Grafieken statische proeven	52
Appendix 5: Digitaal fotoarchief (bijgevoegd	e CD)

Samenvatting

Het onderzoek naar composietplaten onder schokgolfbelasting is een experimenteel, verkennend onderzoek geweest, om de schadeontwikkeling, de doorbuiging en het bezwijken van composietplaten onder schokgolfbelasting te vergelijken met composietplaten die statisch belast worden. De centrale vraag van het onderzoek is in hoeverre het gedrag van composietplaten onder schokgolfbelasting te verklaren is door deze te vergelijken met het gedrag van composietplaten onder statische belasting. Daarvoor is eerst de theorie rond composietplaten, laminatenanalyse en dynamisch gedrag bestudeerd. Er zijn diverse berekeningen gemaakt rondom de doorbuiging van de composietplaten onder statische belasting en het dynamisch gedrag gedurende de schokgolfbelasting. Het doel hiervan was om de uitkomsten van de berekeningen te vergelijken met de resultaten van de experimenten. Voor deze experimenten zijn twintig composietplaten gemaakt, acht voor de statische proeven en twaalf voor de proeven met de schokgolfbelasting.

Eerst zijn de proeven met de statische belasting uitgevoerd, de belangrijkste resultaten hiervan zijn de schadeontwikkeling gedurende de belasting, waarvan foto's en filmopnames zijn gemaakt, en de vergelijking met de berekende doorbuiging. Het bleek dat de berekende doorbuiging niet goed overeenkwam met de doorbuiging die bij de proeven met de statische belasting is waargenomen. Door het grote aantal parameters bij composietplaten blijkt het niet eenvoudig om de doorbuiging nauwkeurig te berekenen, de berekende doorbuiging is dus slechts een indicatie van de werkelijke doorbuiging. Vervolgens zijn de proeven met de schokgolfbelasting uitgevoerd, het belangrijkste resultaat hiervan is inzicht in de wijze waarop de schade aan de composietplaat zich ontwikkeld. Bij deze proeven bleek het, ondanks diverse inspanningen, helaas niet mogelijk om de doorbuiging te meten. Toch is er een goed beeld gekregen van de schadeontwikkeling.

Uiteindelijk is de schade aan de platen zowel met het blote oog, als met een microscoop bestudeerd. De schade aan de composietplaten is op een systematische wijze verwerkt in een tabel en er is een globaal schadebeeld opgemaakt voor de twee verschillende vormen van belasten, en deze zijn vervolgens met elkaar vergeleken. Het belangrijkste resultaat van deze vergelijking is dat de schadeontwikkeling grotendeels overeen blijkt te komen en slechts op een aantal punten afwijkt. De schade begint bij beide vormen van belasten met microscheurtjes in de matrix en vervolgens ontstaan er vanaf de randen plekken van delaminatie die zich naar het midden toe uitbreiden. Wat volgt zijn scheurtjes die zich op het oppervlak begeven, wat vaak gepaard gaat met vezels die uit de matrix loskomen. Het bezwijken van de platen is wel verschillend, hoewel dit verschil zeer waarschijnlijk wordt veroorzaakt door de verschillende manier van inklemmen. Verder blijkt dat de composietplaten beter bestand zijn tegen een zeer korte, maar zeer hoge belasting, de schokgolfbelasting, dan tegen een langdurige, maar lagere belasting, de statische belasting.

Inleiding

Dagelijks zijn in het nieuws berichten te lezen over terroristische dreigingen, terroristische aanslagen en "The War on Terror". Ook zijn de oorlogen in Irak en Afghanistan zeer actuele onderwerpen. Al deze dreigingen dragen bij aan een gevoel van onveiligheid en vragen om nieuwe en innovatieve manieren om ons te beschermen tegen deze gevaren. Bescherming hier tegen is niet alleen nodig in oorlogsgebieden, maar ook is het belangrijk deze bescherming te bieden in de westerse wereld. Dit blijkt ondermeer uit de aanslagen van elf september in de Verenigde Staten, de aanslagen in Londen en de aanslagen in Madrid. Er zijn diverse manieren om onze samenleving hier tegen te beschermen, en één van deze manieren is om nieuwe materialen te ontwikkelen die bij een eventuele aanslag de schade en het aantal slachtoffers beperken.

Er bestaan verschillende vernieuwende materialen die betere bescherming bieden tegen de gevolgen van explosies, en composietmateriaal is een dergelijk vernieuwend materiaal waar op dit moment veel onderzoek naar gedaan wordt. Composietmaterialen hebben diverse voordelen, zo hebben ze zeer gunstige kracht/gewicht en modulus/gewicht verhoudingen. Ook hebben de meeste composieten een uitstekende vermoeiingsbeschadiging tolerantie en vermoeiingssterkte. Dit is dan ook de reden dat vezelversterkte composieten steeds vaker worden gebruikt in applicaties waar gewicht een belangrijke rol speelt (Mallick, 2008). Maar ook kunnen composieten gebruikt worden om de constructie van belangrijke gebouwen te beschermen tegen aanslagen.

Voordat het zover is zal er eerst nog meer onderzoek moeten worden gedaan, onder meer naar het gedrag van deze composieten wanneer ze worden blootgesteld aan explosies. Dit onderzoek is er op gericht een bijdrage te leveren aan de ontwikkeling van deze composieten. Er is namelijk nog onvoldoende bekend over het gedrag van vezelversterkte composietplaten onder schokgolfbelasting en hier zal dit onderzoek dan ook op ingaan.

Het is de bedoeling dat het onderzoek een bijdrage levert aan verschillende grotere onderzoeksprojecten. Zo zal onder meer een bijdrage worden geleverd aan het FWO project (2007-2010). Het doel van dit onderzoek is om het energieabsorberend vermogen van composietstructuren ter bescherming van bouwkundige constructies tegen explosiebelasting te onderzoeken. Het FWO project wordt gedaan in samenwerking met de Vrije Universiteit Brussel (VUB)en de Universiteit Gent (UG). De KMS neemt deel aan dit project met de klemtoon op de studie van de interactie van structuren, die zijn op te offeren, ten gevolge van schokgolven.

Dit onderzoek heeft zijn eigen doelstelling, wat hieronder beschreven staat. In deze doelstelling en de daaruit volgende vragen wordt veelvuldig gebruik gemaakt van de term "gedrag". Onder gedrag verstaan we bij dit onderzoek de doorbuiging, de schadeontwikkeling en het uiteindelijk bezwijken van de plaat.

Doelstelling:

Het doel van dit onderzoek is om het mechanisch gedrag van composietplaten die aan een schokgolfbelasting zijn blootgesteld, te onderzoeken en te verklaren, vanuit de bestaande kennis over het mechanische gedrag van composietplaten onder statische belasting.

Om de bovenstaande doelstelling te kunnen realiseren zullen een aantal verschillende vragen moeten worden beantwoord. Gedurende het onderzoek zal eerst moeten worden gekeken naar wat de theorie zegt over het gedrag van composietplaten. Vervolgens zal dit geverifieerd worden aan de hand van experimenten. Over het gedrag van composietplaten onder schokgolfbelasting is nog niet veel bekend, daar zal dus de nadruk op liggen tijdens dit onderzoek.

<u>Centrale vraag:</u>

In hoeverre is het gedrag van composietplaten onder schokgolfbelasting te verklaren door deze te vergelijken met composietplaten onder statische belasting.

De deelvragen die hierbij horen zijn:

<u>Deelvragen</u>:

- Wat is volgens de theorie het gedrag van een composietplaat onder statische belasting?
- Welk gedrag vertonen composietplaten onder statische belasting gedurende experimenten en in hoeverre komt dit overeen met de theorie?
- Welk gedrag vertonen composietplaten onder schokgolfbelasting gedurende experimenten?
- Wat zijn de overeenkomsten en wat zijn de verschillen tussen het gedrag van composietplaten die statische belast zijn en composietplaten die met een schokgolf belast worden?

Het onderzoek dat is uitgevoerd bestond uit verschillende fases. Er is eerst de theorie rondom composietplaten, laminatenanalyse en dynamisch gedrag bestudeerd. Deze theorie zal kort worden toegelicht in de hoofdstukken "Composiet" en "Berekeningen". Ook zal in het hoofdstuk "Composiet" worden in gegaan op de productie van de composietplaten en welke verschillende typen composietplaten er zijn gebruikt. In hoofdstuk 3 zullen de proeven met de statische belasting worden beschreven, de opstelling, de uitvoering en de resultaten zullen daar worden toegelicht. Vervolgens zullen de proeven met de schokgolfbelasting worden besproken, er zal hier worden beschreven hoe de opstelling is opgebouwd en hoe de proeven zijn uitgevoerd. Omdat het niet mogelijk bleek de doorbuiging van de platen gedurende de proef te meten, zullen de resultaten van de proeven met de schokgolfbelasting worden besproken, evenals de resultaten van de microscopische inspectie die bij een aantal composietplaten is gedaan. Op basis van deze analyse zal een globaal schadebeeld worden gegeven voor zowel statisch belaste als met een schokgolf belaste platen. Tot slot zullen de conclusies van het onderzoek en een aantal aanbevelingen worden gegeven.

Hoofdstuk 1: Composiet

Het meest belangrijke bestanddeel van het onderzoek zijn de composietplaten. Composiet is een type materiaal dat uit twee verschillende materialen bestaat, die zijn samengevoegd tot één nieuw materiaal. Composieten worden zo ontworpen dat de gewenste eigenschappen van beide materialen behouden blijven, terwijl de ongewenste eigenschappen worden gereduceerd of zelfs helemaal niet meer aanwezig zullen zijn in het nieuwe materiaal (Schaffer, 1999). Te denken valt aan materialen die sterk, maar toch naar verhouding zeer licht zijn, of bijvoorbeeld materialen die erg stijf zijn in één richting. Veelal bestaan de combinaties uit aan de ene kant een verstevigingmateriaal, zoals vezels of vellen, die worden ingebed in een tweede materiaal, dat de matrix heet. De composietplaten in dit onderzoek hebben glasvezels als verstevigingmateriaal en zijn ingebed in een matrix van polyester. Het principe is dat de vezels sterkte en stijfheid moeten geven aan de matrix (Mallick, 2008). Er zijn echter zeer veel combinaties van materialen te bedenken, en bij elke combinatie zijn er weer variaties te maken door bijvoorbeeld het type vezel of de richting waarin de vezels georiënteerd zijn te veranderen.

De theorie omtrent composietplaten is zeer omvangrijk en daarom wordt hier alleen ingegaan op de aspecten die van belang zijn bij dit onderzoek. Van belang zijn de vezelrichting en de opbouw van de composietplaten, het bepalen van de eigenschappen van het composiet, de matrix en de vezels. Hier zal eerst kort op worden ingegaan, vervolgens worden het productieproces en de verschillende typen composietplaten besproken.

Vezelrichting en opbouw van de composietplaat

Bij de opbouw van vezelversterkte kunststoffen worden de vezels zo neergelegd dat ze zoveel mogelijk aan de gewenste eigenschappen voldoen. Wanneer alle vezels in slechts één richting worden gelegd spreekt men van een unidirectioneel composiet. De eigenschappen van het materiaal zijn dan niet in alle richtingen gelijk, het is dan een anisotroop materiaal. Wanneer de vezels loodrecht op elkaar worden gelegd spreekt men van een bidirectioneel materiaal. Als de vezels in meerdere richtingen worden gelegd, bijvoorbeeld 0⁰, 45⁰, 90⁰, 0⁰, heet het een multidirectioneel laminaat. Het laatste type oriëntatie betreft het willekeurig oriënteren van vaak korte vezels, de zogeheten willekeurige oriëntatie. Er zijn nog een aantal andere oriëntaties mogelijk met discontinue vezels maar deze zijn bij dit onderzoek niet van belang. In dit onderzoek wordt gebruikt gemaakt van unidirectionele composieten, bidirectionele composieten en een composiet die een combinatie heeft van unidirectionele lamina met een laag willekeurig georiënteerde vezels eronder. Bij de eerste drie soorten oriëntaties wordt er gebruik gemaakt van continue vezels, bij de willekeurig georiënteerde vezels wordt gebruik gemaakt van discontinue vezels. Discontinue vezels zijn vezels die in korte stukken zijn geknipt.

Een composietplaat is veelal opgebouwd uit meerdere lagen, de zogenaamde lamina. Deze lagen samen vormen het laminaat, oftewel de composietplaat. Bij elke lamina zijn de vezels in een bepaalde richting georiënteerd, en hoewel de vezels in één laag in meerdere richtingen kunnen liggen, heeft elke laag veelal één hoofdrichting. Zo zijn bijvoorbeeld de vezels van het type 1 (zie figuur 4) hoofdzakelijk verticaal georiënteerd, ondanks het feit dat er ook een beperkt aantal vezels over dwars doorheen is

	之家

Figuur 1: De drie verschillende oriëntaties voor continue vezels en de willekeurige oriëntatie voor discontinue vezels. gevlochten. De hoek waarin de vezels worden gelegd en de manier waarop andere definities van het laminaat worden vastgesteld, gebeurd met behulp van een (x, y, z) assenstelsel. De richting waarin de vezels liggen wordt aangegeven met een code. Men geeft opeenvolgend de oriëntatiehoek van de belangrijkste hoofdrichting van de lamina t.o.v. een aangenomen laminaathoofdrichting x, en wel onderaan beginnend(Vantomme, 2007). De richting waarin de vezels georiënteerd zijn bij de composietplaten die bij het onderzoek zijn gebruikt betreft uitsluitend de 0[°] en de 90[°] richting. Zo zijn de vezels van de type 3 plaat bijvoorbeeld georiënteerd in de richting 0[°], 90[°], 90[°], 90[°], 90[°], 0[°], dit wordt volgens de code genoteerd als $(0/90/0/90)_s$. De s in subscript geeft aan dat het laminaat symmetrisch is opgebouwd ten opzichte van het middenvlak. De gebruikte opbouw waarbij de orthotrope lamina met hun belangrijkste hoofdrichting loodrecht op elkaar liggen noemt men een "cross ply" laminaat. De opbouw van de andere type platen is terug te vinden in "Appendix 1: Eigenschappen van platen".

Hoe men een laminaat opbouwt is zeer belangrijk voor de eigenschappen van de composietplaat. Wanneer de plaat niet symmetrisch is opgebouwd treden er zogenaamde koppelingstermen op, deze kunnen, afhankelijk van het gebruik, ten voordele werken, maar zijn meestal een nadeel. Dat is de reden dat alle platen die voor dit onderzoek zijn vervaardigd symmetrisch zijn opgebouwd. Dit heeft als bijkomend voordeel dat het makkelijker is om diverse eigenschappen van de plaat te berekenen.

Bepalen van de eigenschappen van de composietplaat

Wanneer men zaken als doorbuiging en spanningen in een composietplaat wil berekenen dan heb je bepaalde eigenschappen van de composietplaat nodig. Omdat composiet een complex materiaal is, zijn de eigenschappen ervan niet altijd evident en zullen deze per plaat verschillend zijn. Zo zijn een deel van de eigenschappen afhankelijk van het percentage glasvezels dat in het polyester is verwerkt. Daarom is het belangrijk om van elke composietplaat de volumefractie glasvezels en de volumefractie polyester te weten. Deze zijn berekend op basis van de afmetingen van de plaat en het aantal lagen. Het gewicht per vierkante meter van elke glasvezelmat is bekend. Op deze manier is eenvoudig het gewicht aan glasvezel in de plaat te berekenen. Op basis van het totale gewicht van de plaat is ook het gewicht aan polyester te berekenen, en met behulp van de dichtheid die al bekend is, kan dus van beide materialen de volumefractie worden berekend.

Op basis van de volumefractie kan de elasticiteitsmodulus (E) in de verschillende richtingen van een unidirectioneel lamina berekend worden. Ook kunnen de schuifmodulus (G) en de Poisson ratio (v) bepaald worden. Dit gebeurd op basis van de mengwet (Vantomme, 2007).

<i>E</i> ₁ =	$= E_f \cdot$	$v_f +$	$E_m \cdot v_i$	т
1	v_f	$+\frac{v_m}{2}$		
E_2	E_{f}	E_m		

Elasticiteitsmodulus in de longitudinale richting (zie figuur 2). (formule 1) Elasticiteitsmodulus in de transversale richting (zie figuur 2) (formule 2)

Met soortgelijke wetten kunnen ook de schuifmodulus en Poisson ratio bepaald worden. Voor alle statisch geteste platen is de elasticiteitsmodulus berekend en verwerkt in een tabel (zie "Appendix 1: Eigenschappen van platen"). Dit zijn echter de eigenschappen van één laag. Met behulp van Kolibri kan echter de elasticiteitsmodulus van de gehele composietplaat berekend worden. Voor het berekenen van de eigenschappen zijn de waardes gebruikt voor polyester en E-glasvezels die gevonden zijn in de literatuur (zie tabel 1).

De elasticiteitsmodulus is belangrijk wanneer de doorbuiging wordt berekend en omdat de hiervoor behandelde mengwetten nogal theoretisch zijn en gebaseerd zijn op een aantal aannames, is de elasticiteitsmodulus ook met behulp van experimenten vastgesteld. Hiervoor zijn drie stukken van een type 2 composietplaat in de trekbank getest. Met behulp van een extensometer is de elasticiteitsmodulus experimenteel bepaald. De stukken composiet die zijn getest zijn uit een speciaal voor dit experiment vervaardigde composietplaat gehaald, waarvan de eigenschappen niet zijn opgenomen in de tabellen in Appendix 1. Wel is met behulp van de volumefracties en Kolibri (zie hoofdstuk 2, "Berekeningen") de elasticiteitsmodulus berekend. De berekende elasticiteitsmodulus was 14.251 Mpa, de gemiddelde experimenteel bepaalde elastisciteitsmodulus 12.121 Mpa (de resultaten van de experimentel elasticiteitsmodulus en de theoretische elasticiteitsmodulus. Dat betekent dat de theoretisch berekende waardes goed overeen blijken te komen met de praktijk.

Andere eigenschappen die zijn bepaald zijn lengte, breedte, dikte, gewicht, dichtheid en het totale volume. Deze eigenschappen zijn bepaald door de plaat op te meten en te wegen. Vervolgens zijn op basis hiervan de andere eigenschappen berekend. Al deze eigenschappen zijn terug te vinden in "Appendix 1: Eigenschappen van platen".

Figuur 2: De longitudinale richting (1) en de transversale richting (2) van een unidirectioneel laminaat.



De vezels

De eigenschappen van een composietplaat worden voor een zeer belangrijk deel bepaald door het type vezels dat wordt

gebruikt. Het bepaald voor een groot deel de kracht, flexibiliteit en dichtheid van de composietplaat. Ook is het belangrijk om bij het ontwerpen en vervaardigen van een composietplaat de vezels in de juiste richting te oriënteren. Ook dit bepaald de kracht en eigenschappen van de plaat.

Voor het maken van de composietplaten is gebruik gemaakt van glasvezels van het type E, hiervoor is gekozen omdat het een veel gebruikt type vezel in composieten is en omdat deze in ruime mate voorradig was. De eigenschappen van dit type glasvezel zijn te vinden in tabel 1. Er is gebruik gemaakt van drie verschillende soorten glasvezelmatten. De verschillen tussen de diverse type glasvezelmatten zit in het feit hoe de vezels met elkaar verbonden zijn. Zo heeft type 1 zijn vezels hoofdzakelijk in één richting georiënteerd, ze worden slechts bijeen gehouden door een beperkte hoeveelheid glasvezels in de 90[°] richting. De type 2 glasvezelmat bestaat uit een even grote hoeveelheid glasvezels in twee richtingen, de 0[°] en 90[°] richting, die met elkaar verwoven zijn. De type 3 glasvezelmat bestaat uit een laag unidirectionele vezels die bijeen wordt gehouden door een laag willekeurige vezels eronder. In figuur 4 zijn de verschillende glasvezelmatten weergegeven.

De matrix

Als materiaal voor de matrix is gekozen voor polyester. Hier is voor gekozen omdat het een type matrix is waarmee eenvoudig te werken is. Ook is polyester een veel gebruikt type matrix in composietplaten en is er dus al veel over de eigenschappen bekend. Het exacte type polyester is Finpol H 856-W Eco Polyester en als hardener is gebruik gemaakt van circa 1,5 % MEKP. Bij alle platen is gebruik gemaakt van hetzelfde type polyester en hardener. De Tabel 1: Eigenschappen van de gebruikte materialenzoals die gevonden zijn in Mallick (2008) en in detechnische gegevens van het polyester.

	Glasvezel	Polyester
Dichtheid	$2.54 {\rm g/cm^3}$	1.1 g/cm^3
Elasticiteitsmodulus	72.4 GPa	3.7 GPa
Treksterkte	3450 MPa	103,5 MPa
Schuifmodulus	30,0 GPa	1,4 GPa
Poisson Ratio	0,2	0,4

eigenschappen van het polyester zijn te vinden in tabel 1.

Hoewel de matrix geen grote rol speelt bij de treksterkte van de composietplaat, heeft de matrix toch een aantal belangrijke taken. Zo houdt de matrix de vezels bij elkaar, brengt het de spanningen tussen de vezels over en beschermt het de vezels tegen invloeden van buitenaf, zoals vocht en chemicaliën maar ook bijvoorbeeld tegen schuren over ruwe oppervlaktes (Mallick 2008).

Het vervaardigen van de composietplaten

Zoals eerder vermeld is zijn alle composietplaten die gebruikt zijn bij het onderzoek met de hand vervaardigd. Alle platen zijn op dezelfde wijze gemaakt en bewerkt, dit is gedaan zodat de resultaten zo goed mogelijk te vergelijken zijn. Hieronder zal kort beschreven worden hoe de platen exact gemaakt zijn.

Om te beginnen wordt het juiste aantal glasvezelmatten op maat geknipt. De glasvezelmatten zijn afkomstig van een grote rol met standaard afmetingen. Om de juiste maat te krijgen wordt eerst met een stift de juiste maten van de mat op de glasvezelmat getekend, deze worden vervolgens met een schaar uitgeknipt en alvast in de goede richting gelegd. Wanneer er bijvoorbeeld een composietplaat met vier lagen wordt gemaakt, zullen de vezels in de richting (0⁰, 90⁰, 90⁰, 0⁰) moeten liggen. Vervolgens wordt er een laag MYLAR, een soort plastic, gelegd op de plek waar de plaat gemaakt zal worden. Dit is noodzakelijk omdat het polyester anders aan de werkbank vast zou hechten en de plaat niet meer te verwijderen is. Ook wordt het gereedschap, de kwast, de roller en de roerstaaf vast klaargelegd. Om de juiste hoeveelheid polyester te bepalen wordt er één glasvezel mat gewogen, het gewicht hiervan wordt vermenigvuldigd met het aantal lagen en vervolgens nog met anderhalf.

De volgende stap is het bereiden van de polyester. Dit houdt in dat de benodigde hoeveelheid polyester zal moeten worden afgewogen, dat er circa 1,5 gewichtsprocent hardener moet worden toegevoegd en dat het geheel vervolgens goed geroerd moet worden. Het is noodzakelijk om alle hiervoor beschreven voorbereidingen uit te voeren, omdat de polyester langzaam hard wordt. Er is dus maar een beperkte tijd vanaf het moment dat de polyester bereid is tot aan het moment dat deze nog bruikbaar is om de plaat te maken. Deze tijd is afhankelijk van de hoeveelheid hardener, maar dit is gemiddeld zo'n twintig minuten.

Nadat de glasvezelmatten op maat zijn geknipt en de polyester resin klaar is om te gebruiken, kan begonnen worden met het opbouwen van de composietplaat. De plaat is opgebouwd uit telkens één laag polyester, met daarboven op een glasvezelmat, met daarboven op weer een laag polyester enz. Men begint met een laag polyester uit te smeren op de MYLAR ondergrond, vervolgens wordt hier een glasvezelmat bovenop gelegd en voorzichtig aangedrukt met een roller. Wanneer het polyester goed is doorgedrongen in de glasvezelmat wordt deze doorzichtig en kan de volgende laag polyester er op aan worden gebracht. Dit moet herhaald worden totdat alle lagen zijn opgebouwd. Om de plaat af te dekken wordt er opnieuw een laag MYLAR opgelegd. Met de roller worden tenslotte alle luchtbelletjes die nog onder het plastic aanwezig zijn er voorzichtig uitgeduwd naar de zijkanten toe en wordt er een houten



Figuur 3: De werkbank met de composietplaten en de gewichten er boven op.

plaat boven op gelegd.

De composietplaat moet vervolgens nog 24 uur drogen met een aantal gewichten erboven op (zie figuur 3). Er zijn telkens vijf gewichten van circa acht kilogram bovenop de houten plaat geplaatst. Na 24 uur worden de gewichten van de plaat verwijderd en moet de plaat tot slot nog 48 uur op 50 °C drogen in een oven. Wanneer dit is gebeurd worden de randen van de plaat afgezaagd, dit wordt gedaan omdat de randen vaak uit alleen polyester bestaan, ruw zijn en om de plaat is gebeurd met een diamantzaag, is er toch nog enige delaminatie aan de rand te zien. Dit is echter geen probleem, want alleen het middenstuk van de plaat zal getest worden.

In principe is de composietplaat nu klaar, maar voordat de experimenten gedaan worden zullen de platen nog worden voorzien van een diagonaal kruis, zodat de vervormingen van de plaat goed zichtbaar zijn. In de platen die gebruikt zullen worden voor de explosie proeven zullen nog 28 gaten geboord moeten worden. Deze gaten zijn nodig om de plaat met moeren en bouten goed te kunnen inklemmen op het kader.

De verschillende typen composietplaten

Voor het onderzoek zijn er vier verschillende typen composietplaten vervaardigd. Van elk type zijn er twee gemaakt voor de statische experimenten en twee voor de explosie experimenten. Het verschil tussen de composietplaten zit in het type glasvezelmat dat is gebruikt en de hoeveelheid lagen waaruit de plaat is opgebouwd. De notering van de plaat bestaat uit het typenummer (1 t/m 4), plaatnummer om te zien welke plaat het betreft (1 t/m 6) en of het een plaat betreft voor de explosie experimenten of niet (toevoeging XL). Het verschil tussen de platen voor de statische proeven en de XL platen zit in de afmetingen van de plaat. Het test oppervlak van de platen voor de statische proeven is 20 x 20 cm en het testoppervlak van de XL platen is 30 x 30 cm. De platen zelf zijn groter om voldoende ruimte te hebben om ze goed in te kunnen klemmen. Een ander verschil is dat in de XL platen 28 gaten geboord moeten worden. In onderstaande tabel zijn de verschillen tussen de verschillende type platen kort weergegeven. In Appendix 1 zijn de exacte eigenschappen en afmetingen van elke plaat terug te vinden.

Plaat	Type glasvezelmat	Oriëntatie van de vezels	Dikte	Aantal lagen
#1	Type 2	(0,90,90,0) 2 richtingen per laag	± 1,7 mm	2
# 2	Type 1	(0,90,90,0)	± 2,1 mm	4
#3	Type 1	(0, 90, 0, 90, 90, 0, 90, 0)	± 3,8 mm	8
#4	Туре 3	(0,90,90,0) + willekeurig	± 2,7 mm	4

 Tabel 2: Globale eigenschappen van de verschillende typen composietplaten.

Van elke plaat zijn foto's gemaakt om een goed beeld van de plaat te hebben voordat ze getest worden. De foto's zijn vanuit verschillende hoeken en van zowel de voor- als de achterkant van de plaat gemaakt. Dit is gedaan om meerdere redenen, de belangrijkste reden is dat wanneer de composietplaat is getest en er zijn vreemde plekken of breuken te zien dat na het experiment is te zien of er wellicht een defect in de plaat zat. Zo zijn bij een aantal platen kleine luchtbelletjes of kleine deukjes te zien. Aan de hand van de foto's is te controleren of eventuele onverklaarbare schade toch te verklaren is aan de hand van op



Figuur 4: Verschillende soorten glasvezelmatten: links type 1, midden type 2, rechts type 3 (voor- en achterkant).

de foto's zichtbare defecten. Maar ook nadat de platen zijn belast met statische dan wel schokgolfbelasting, zijn er foto's van de platen genomen. De reden hiervan is dat de eenvoudig en snel te nemen foto's makkelijk gearchiveerd kunnen worden, en samen met de foto's die voor de proeven en tijdens de proeven zijn genomen een compleet (visueel) beeld geven van de resultaten van het onderzoek. Deze foto's kunnen, samen met het verslag, gebruikt worden tijdens eventuele vervolg onderzoeken. Al deze foto's zijn verwerkt in een digitaal fotoarchief (Appendix 5).

Conclusie

Composiet is een relatief nieuw, anisotroop materiaal met vele interessante eigenschappen. De theorie rond composieten is zeer uitgebreid en daarom is alleen de theorie die voor dit onderzoek van toepassing is kort toegelicht. Voor dit onderzoek is gebruik gemaakt van een composiet die bestaat uit polyester en glasvezels en alle composietplaten zijn "cross-ply" symmetrisch opgebouwd. Er zijn vier typen composietplaten gemaakt, met als verschil het aantal lagen en de gebruikte glasvezelmat. Omdat alle platen met de hand zijn gemaakt is elke plaat, hoewel ze op dezelfde wijze zijn vervaardigd, anders en daarom zijn van elke plaat individueel de eigenschappen bepaald. De eigenschappen van de platen zijn berekend, opgemeten en experimenteel vastgesteld. Al deze eigenschappen zijn verwerkt in een tabel en zijn terug te vinden in "Appendix 1: Eigenschappen van platen". Tevens zijn van alle platen voor, tijdens en na de experimenten foto's gemaakt. Deze foto's zijn verwerkt in een digitaal fotoarchief.

Hoofdstuk 2: Berekeningen

Om het gedrag van de composietplaten te voorspellen zijn een aantal berekeningen gemaakt om ondermeer de doorbuiging te bepalen. Ook zijn er de nodige berekeningen omtrent de proeven met de schokgolfbelasting op de composietplaten gedaan. Zo is bijvoorbeeld de natuurlijke frequentie van de composietplaat berekend en is de belasting die wordt veroorzaakt door de explosie bepaald. Voor al deze berekeningen zijn twee verschillende manieren van berekenen gebruikt. Er is gebruik gemaakt van computerprogramma's die, nadat verschillende parameters en gegevens zijn ingevoerd, de gewenste resultaten berekenen. Maar er is ook gebruik gemaakt van formules die in de literatuur gevonden zijn. Eerst zal nu kort de theorie van de dunne platen behandeld worden samen met de differentiaalvergelijking die uit deze theorie naar voren komt en op welke manier deze is gebruikt om de doorbuiging te berekenen. Dan zal het gebruik en de resultaten van het computerprogramma Kolibri besproken worden. Tot slot zal de manier waarop de berekeningen rond de schokgolfbelasting en het dynamisch gedrag van de composietplaat zijn gedaan besproken worden. Hier zal onder meer de resultaten van het computerprogramma Conwep worden toegelicht.

Dunne platen theorie

De doorbuiging van de plaat is berekend met de dunne platen theorie. Deze theorie geeft vergelijkingen voor de doorbuiging, krachten en momenten van dunne platen. Met dunne platen worden platen



bedoeld die een kleine dikte hebben in verhouding tot de lengte en de breedte. De theorie is te gebruiken wanneer de platen loodrecht op hun oppervlak worden belast (Cope & Clark, 1984). Aan de hand van deze theorie kan een differentiaalvergelijking worden opgesteld waarmee de doorbuiging van een plaat kan

Figuur 5: Momenten per lengte eenheid. (Cope & Clark, 1984)

worden berekend. De differentiaalvergelijking is aan de hand van evenwichten in de plaat afgeleid (zie figuur 5). De afleiding en oplossing van de differentiaalvergelijking is een zeer wiskundige operatie, daarom is voor dit onderzoek gebruik gemaakt van de oplossing die gegeven is door Czerny. Hij heeft de differentiaalvergelijking voor een aantal verschillende randvoorwaarden en platen opgelost. De oplossing die is gebruikt om

de doorbuiging te berekenen is alleen geldig voor een vierkante, ingeklemde en uniform belaste plaat. Als een plaat aan die voorwaarden voldoet kan met behulp van formule 4 de doorbuiging worden berekend. De resultaten van deze berekeningen zijn te vinden in tabel 3.

$$\frac{q}{D} = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2\frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4}$$

$$w = \frac{F \cdot l_x^4}{E \cdot d^3} \cdot 0,0152$$

Differentiaalvergelijking voor de doorbuiging van een plaat. *(formule 3)*

Oplossing voor een vierkante, ingeklemde en uniform belaste plaat (Czerny). (formule 4)

- $q = Kracht\left(N\right)$
- D = Buigstijfheid (Nm)
- w = doorbuiging(m)(x, y) = Coördinaten
- l = Afmeting van de plaat (m)
- E = Elasticiteitsmodulus (Pa)
- d=dikte van de plaat (m)

Kolibri

Voor het berekenen van de doorbuiging, krachten en spanningen in de composietplaat is gebruik gemaakt van Kolibri. Kolibri is een computerprogramma ontwikkeld door de TNO en de Universiteit Delft en kan gebruikt worden voor het analyseren van composietmaterialen. Kolibri maakt gebruik van de eindige elementenmethode en van de theorieën omtrent de laminatenanalyse. Voordat er berekeningen kunnen worden gedaan omtrent doorbuigingen, spanningen en krachten moeten eerst alle gegevens van de composietplaat ingevoerd worden, het soort belasting dat wordt toegepast en de randvoorwaarden.

De gegevens van de composietplaat die moeten worden ingevoerd betreffen de afmetingen, dikte, aantal lagen, richting waarin de vezels georiënteerd zijn, dichtheid, Young' modulus, Shear modulus en Poisson ratio. Bij het opgeven van de belasting is het mogelijk om het type belasting in te voeren. Voor de berekeningen die hier zijn gedaan is gebruik gemaakt van de uniforme belasting en van de puntbelasting. Bij de puntbelasting geef je de positie van de puntbelasting op en bij beide typen belasting geef je de hoogte van de belasting op. Tot slot geef je de randvoorwaarden op, hier is aan te geven of de plaat is ingeklemd of dat deze vrij is opgelegd. Wanneer al deze gegevens zijn ingevoerd geeft Kolibri een analyse van de composietplaat. In "Appendix 2: Voorbeeld berekening Kolibri", is een compleet overzicht gegeven van de analyse die Kolibri maakt op basis van de ingevoerde gegevens en zijn tevens de ingevoerde gegevens te vinden. Er zijn meerdere aspecten van deze analyse gebruikt,

onder meer om inzicht te krijgen in het gedrag van de composietplaat en om berekeningen te controleren, maar uiteindelijk is alleen de door Kolibri berekende doorbuiging van de composietplaat gebruikt. De door Kolibri berekende doorbuiging was van dezelfde orde grootte als de doorbuiging die met behulp van de opgeloste differentiaalvergelijking is berekend. Het grootste verschil tussen de doorbuiging die door de differentiaalvergelijking is berekend met de doorbuiging die door Kolibri is berekend is 21 %, maar bij de meeste platen ligt het verschil slechts rond de 10 %. Wat opvalt is dat Kolibri altijd een grotere doorbuiging berekend. De doorbuiging die berekend is met behulp van Kolibri en met behulp van de differentiaalvergelijking en het verschil hier tussen is weergegeven in tabel 3.



Figuur 6: Visualisering van de doorbuiging die berekend is door Kolibri.

Met behulp van de twee eerder besproken methodes, de opgeloste differentiaalvergelijking (D.V.) en Kolibri, is de doorbuiging berekend voor alle statisch belaste composietplaten bij een uniforme belasting van 100 KPa en een uniforme belasting van 250 KPa. Tevens is het verschil tussen deze twee methodes in procenten gegeven. De waardes die gebruikt zijn voor de berekeningen zijn te vinden in

Plaat	Uniforme	belas	ting van 10	00 Kp	a	Uniforme	belas	ting van 25	50 KPa	a 🛛
	D.V.		Kolibri		Verschil (in %)	D.V.		Kolibri		Verschil (in %)
# 1.1	23.8	mm	27.3	mm	12.8	59.5	mm	68.2	mm	12.7
# 1.2	29.9	mm	33.4	mm	10.4	74.8	mm	83.4	mm	10.3
# 2.1	15.3	mm	17.5	mm	12.6	38.3	mm	43.7	mm	12.5
# 2.2	14.4	mm	16.5	mm	12.9	35.9	mm	41.3	mm	13.0
# 3.1	2.8	mm	3.6	mm	21.7	7.0	mm	8.9	mm	20.9
# 3.2	2.6	mm	3.1	mm	16.1	6.5	mm	7.9	mm	17.7
# 4.1	8.0	mm	9.0	mm	11.2	20.0	mm	22.4	mm	10.8
# 4.2	9.3	mm	10.1	mm	8.4	23.1	mm	25.3	mm	8.6

 Tabel 3. Berekening van de doorbuiging van een vierkant ingeklemde plaat met zijdes van 20 centimeter.
 Appendix 1.

Berekeningen met betrekking tot de schokgolfbelasting

Wanneer de plaat met een schokgolf belast wordt zijn er heel andere zaken waar rekening mee moet worden gehouden. Zo zal de belasting zeer kortstondig zijn, is er sprake van zowel een positieve als een negatieve druk en is het mogelijk dat de plaat gaat vibreren in een bepaalde frequentie. Met al deze zaken zal rekening moeten worden gehouden wanneer met een schokgolf zal worden gewerkt. Voor staal- en betonplaten is er al veel bekend rondom het effect van een schokgolfbelasting, maar voor composietplaten is er veel minder informatie beschikbaar, dat is dan ook één van de redenen dat dit onderzoek wordt uitgevoerd. Als gevolg hiervan kunnen we op voorhand ook veel minder voorspellingen doen over hoe de composietplaat zal reageren op de schokgolfbelasting en wat de doorbuiging zal zijn. Met behulp van het document TM-5-1300 van het Amerikaanse ministerie van Defensie is er geprobeerd om een eerste opzet voor een dynamische analyse te maken (Amerikaanse Ministerie van Defensie, 1990). Hier zal een korte toelichting op worden gegeven omdat ondanks de beperkte uitkomsten hier de nodige tijd in is gaan zitten.

Voor dynamische belasting bestaat er een factor die de doorbuiging geeft op basis van diverse parameters waaronder de natuurlijke frequentie en de tijdsduur van de positieve druk. Deze factor heet de DLF, oftewel de Dynamic Load Factor. De DLF is op basis van experimenten bepaald en kan met behulp van grafieken achterhaald worden. Eén van de voorwaarden voor het gebruik van de DLF is dat de vervormingen zich in het elastische gebied bevinden. Hiervoor is echter wel de natuurlijke frequentie van de composietplaat nodig en de tijdsduur dat de plaat belast wordt. De natuurlijke frequentie van de plaat is met behulp van formules uit de literatuur achterhaald (Ventsel & Krauthammer, 2001)

$\omega = \frac{9,08}{\sigma^2} \sqrt{\frac{D}{\sigma^H}}$	$D = \frac{EH^3}{12(1-x^2)}$	Formules 5, 6 & 7 voor de berekening een ingeklemde vierkante plaat.	van de natuurlijke trillingstijd van
а үрп	12(1-v)	a = Lengte van de zijde plaat	D = Buigstijfheid van de plaat
$T_n = \frac{2\pi}{2\pi} = 0,031s$	(Natuurlijke trillingstijd van plaat 2.1 XL)	H = Dikte van de plaat v = Poisson Ratio	ρ = Dichtheid van de plaat T _n = Natuurlijke trillingstijd
$\ddot{\omega}$ ω			

Met behulp van de beschikbare grafieken was het niet mogelijk om hier de DLF mee te bepalen. Desondanks is de natuurlijke frequentie nuttig om berekend te hebben, want wanneer de doorbuiging ten opzichte van de tijd gedurende de proeven achterhaald had kunnen worden was het mogelijk geweest deze natuurlijke frequentie te verifiëren en met behulp van deze informatie zelf een Dynamic Load Factor voor deze specifieke platen op te stellen. Ook voor eventuele vervolg onderzoeken naar de belasting van composietplaten met schokgolven kan deze informatie en de manier waarop deze berekend is bruikbaar zijn.

Wel kan met de berekende natuurlijke trillingstijd een inschatting worden gemaakt in welk regime de belasting zit. De duur van de belasting is bekend (zie hieronder) evenals de natuurlijke trillingstijd, die voor de andere composietplaten van dezelfde orde grootte zal zijn. De positieve belasting duurt gemiddeld circa een halve milliseconde terwijl de natuurlijke trillingstijd ruim 30 milliseconde is, de belastingduur is dus zeer kort in relatie tot de eigentrillingstijd wat betekent dat het om een impulsieve belasting gaat. De piekwaarde van de belasting mag vele malen groter zijn dan de sterkte van de constructie zonder dat deze bezwijkt. (Borgers, 2008)

Ook zijn er rondom de explosie zelf berekeningen gemaakt met behulp van het computerprogramma Conwep. Conwep is een computerprogramma dat ontwikkeld is door het Amerikaanse ministerie van Defensie en kan op basis van ingevoerde gegevens de piekoverdruk, tijdsduur van de positieve druk, de normaal gereflecteerde druk en nog een aantal andere gegevens berekenen. De gegevens die ingevoerd moeten worden zijn de afstand, om welke springstof het gaat, het aantal kilo springstof en of het gaat om een explosie in de lucht (sferische) of op de grond (hemisferisch). In "Appendix 3: Berekeningen Conwep" is de output van Conwep voor alle explosies terug te vinden. De waarde van de normaal gereflecteerde druk is gebruikt om de statische belasting te vergelijken met de schokgolfbelasting. In tabel 4 zijn deze waardes terug te vinden. Hierin is de "peak incident overpressure", de "normally reflected pressure" en de "positive phase duration" te vinden. De eerste is de piekoverdruk, de tweede is de druk die zich ophoopt loodrecht op de plaat en de laatste is de tijd dat de piekoverdruk hoger is dan de atmosferische druk, oftewel de tijdsduur van de belasting.

Hoeveelheid springstof/	Peak incident	Normally reflected	Positive phase duration
afstand tot de composietplaat	overpressure (kPa)	pressure (kPa)	(milliseconde)
20 gram C4 / 30 cm	899	4755	0.5321
20 gram C4 / 25 cm	1342	7986	0,4599
20 gram C4 / 20 cm	2146	14530	0,2195
20 gram C4 / 15 cm	3760	29170	0,097
30 gram C4 / 15 cm	4795	39230	0,0883
40 gram C4 / 15 cm	5651	47830	0,0856

Tabel 4: Eigenschappen explosies

Simulaties met Autodyn

Gelijktijdig met mijn experimentele onderzoek is er ook nog onderzoek gedaan door een Tunesische student, Aymen Kollel, die met behulp van het programma Autodyn onder andere het gedrag van composietplaten onder schokgolfbelasting simuleert. Hij bestudeert het gedrag van dunne, ingeklemde platen van aluminium en composiet onder invloed van statische belasting enerzijds (drukproef, uniforme belasting die toeneemt tot breuk) en dynamische lasten anderzijds (explosietest, impulsbelasting). Hij interesseert zich voornamelijk in drie zaken, hij tracht een algemeen overzicht te krijgen van de verschillende faalmechanismes van de platen, hij evalueert de evolutie van de spanningen in en de doorbuiging van de platen en hij tracht de faalsterkte van de platen te ontdekken. Uiteraard is het daarbij de bedoeling dat het statische en het dynamische geval zo goed mogelijk met elkaar worden vergeleken. Aymen werkt zowel analytische oplossingen uit als numerieke oplossingen met ANSYS (statisch) en AUTODYN (dynamisch). Hij probeert ook een link te leggen met het experimentele werk dat ik heb uitgevoerd.

Conclusie

Er zijn berekeningen gemaakt op het gebied van de doorbuiging van een plaat die statisch belast wordt, er zijn berekeningen gemaakt om een poging te doen om de doorbuiging van een plaat die met een schokgolf wordt belast te berekenen en er is berekend wat de kracht is van de verschillende explosies. Hiervoor is gebruik gemaakt van zowel de literatuur als van computerprogramma's. Helaas is het niet gelukt om de doorbuiging van een plaat die met een schokgolf wordt belast te berekenen, daarvoor was er te weinig informatie uit de literatuur voor handen. Het belangrijkste resultaat van de berekeningen is echter om de berekende doorbuiging te vergelijken met de experimentele doorbuiging, om op die manier een antwoord te vinden op de tweede deelvraag. Maar de berekeningen zijn niet alleen gedaan om de bevindingen van de experimenten te vergelijken met de theorie, ook zijn de berekeningen gedaan om inzicht te krijgen in de theorie van doorbuiging van platen, schokgolven en dynamische analyses. Met dit inzicht zullen de experimenten meer gericht uitgevoerd kunnen worden en is er veel kennis opgedaan welke parameters in welke mate invloed hebben op de resultaten. Ook is er aan de hand van de natuurlijke trillingstijd en de tijdsduur van de belasting berekend om wat voor belastingregime het gaat, het blijkt om een impulsieve belasting te gaan.

Hoofdstuk 3: Proeven met statische belasting

Voordat begonnen is met het doen van proeven met schokgolfbelasting op een composietplaat zijn eerst proeven gedaan met een statische belasting. Dit is gedaan omdat proeven met statische belasting beter controleerbaar zijn. Ook kan op deze manier een vergelijking worden getrokken tussen de beschadiging bij een statische belasting en de beschadiging die een schokgolfbelasting oplevert. De proeven zijn uitgevoerd met een trekmachine en de composietplaten zijn belast tot vlak voor het moment dat er een fatale breuk optreedt. Gedurende de proeven zijn de doorbuiging en de kracht geregistreerd, ook zijn er foto's en filmopnames gemaakt om zo een compleet beeld te krijgen van de schadeontwikkeling. Eerst zal nu de opstelling nader toegelicht worden en de wijze waarop de proeven zijn uitgevoerd. Vervolgens zal worden ingegaan op de bevindingen en resultaten gedurende proef. Tot slot zal de schade aan de platen, nadat de statische belasting is toegepast, worden behandeld en geanalyseerd.

De opstelling

Om de resultaten van de proeven met de statische belasting goed te kunnen vergelijken met de resultaten van de proeven met de schokgolfbelasting is het het beste dat de randvoorwaarden en de belasting vergelijkbaar zijn. Dat betekent dat de statische proeven uitgevoerd zullen moeten worden met

een uniforme belasting op een volledig ingeklemde plaat. Om dit te bereiken is er voor gekozen om de composietplaat in te klemmen tussen twee stalen kaders. Deze kaders zijn vervolgens op een stalen verhoging op de trekmachine geplaatst en de stalen kaders zijn met behulp van klemmen op elkaar geklemd (zie figuur 7). De stalen kaders zijn voldoende dik gekozen, circa 1 centimeter dik, zodat deze niet mee doorbuigen wanneer de belasting wordt toegepast. Vanwege praktische overwegingen is er voor gekozen om de plaat niet met bouten vast te klemmen maar met metalen klemmen. Hoewel met deze vorm van inklemmen geen honderd procent inklemming mogelijk is, bleek het tijdens de proeven toch voor voldoende inklemming te zorgen.

Het tweede punt van aandacht was de uniforme statische belasting. Het is zeer lastig om een uniforme statische belasting toe te passen. Voor deze vorm van belasting waren machines noch hulpmiddelen voor handen. Daarom is ondermeer gekeken naar methodes met waterdruk, gasdruk en manieren om de druk van de machine met een hulpmiddel goed over de plaat te verdelen. Uiteindelijk is na een aantal testen gekozen voor een rubberen plaat van 20 x 20 x 2,5 centimeter, die de belasting zoveel mogelijk uniform over de plaat moet verdelen. De rubberen plaat wordt belast met een stalen plaat van 4 x 4 cm met daarboven op een stalen cilinder. De stalen plaat is slechts 4 x 4 cm omdat anders de afschuifkrachten aan de rand van de plaat een te grote rol zouden gaan spelen. De stalen plaat is immers, vergeleken met de composietplaat, onvervormbaar en daarom zou er nauwelijks doorbuiging zijn in het midden,

maar zou de rubberen plaat enkel nog belasting uitoefenen op de randen van de ingeklemde composietplaat. De belasting die op deze wijze wordt



Figuur 7: Stalen kader + klemmen



Figuur 8: Overzicht van de opstelling, de zwarte plaat in het midden van het stalen kader is de rubberen plaat.

toegepast op de composietplaat is echter niet geheel uniform, maar het is de meest praktische manier om een uniforme belasting te benaderen. Wanneer de rubberen plaat wordt belast, wordt ook deze ingedrukt. Dit wordt door de computer geregistreerd als een doorbuiging van de composietplaat. Voor deze doorbuiging wordt in de tabel gecorrigeerd. Figuur 9: Schematische tekening van de opstelling. (1) Stalen verhoging; (2) stalen kader; (3) composietplaat; (4) rubberen plaat; (5) stalen plaat en de stalen cilinder; (6) drukpers van de machine.



De proeven zijn gedaan met een UTS-Testsysteem-100 kN trekbank, en de besturing en metingen zijn geregistreerd met Phoenix software. De krachtsensor van de trekbank meet met een precisie van 0,1 %. Verder is er voor een goede beeldvorming van het gedrag van de composietplaat onder statische belasting gedurende de proeven een camera onder de composietplaat geplaatst. Op deze manier is goed te zien hoe de scheuren ontstaan, in welke volgorde ze ontstaan en in welke richting de scheuren ontstaan.

De uitvoering van de proeven met statische belasting

De uitvoering van de proeven begint met het plaatsen van het eerste kader op de stalen verhoging. Wanneer deze in het midden is geplaatst kan de composietplaat en het tweede kader er bovenop worden geplaatst en kunnen de kaders met behulp van de klemmen op elkaar geklemd worden. Wanneer alle tien klemmen stevig met de hand zijn aangedraaid en de composietplaat stevig tussen de twee kaders is ingeklemd kan het rubber samen met de stalen plaat er boven op worden geplaatst. Het is belangrijk de stalen plaat met de cilinder precies in het midden van de plaat te zetten, zodat de druk zoveel mogelijk vanuit het midden van de rubberen plaat wordt verdeeld. Vervolgens kan de drukpers van de machine bovenop de stalen cilinder worden geplaatst en is de opstelling gereed.

Nu de opstelling gereed is kan de belasting worden toegepast. De machine is zo ingesteld dat de drukpers vijf millimeter per minuut naar beneden komt. In de drukpers zit een sensor die de kracht meet en doorgeeft aan de computer, die de kracht ten opzichte van de doorbuiging registreert. Gedurende de belasting zijn er foto's en een filmopname van de onderkant van de plaat gemaakt, om zo te zien hoe de plaat zich gedraagt onder de uitgeoefende belasting. Er is doorgegaan met het belasten van de plaat tot aan het moment dat het vermoeden bestond dat de plaat snel zou gaan bezwijken. Omdat een composietplaat echter geen duidelijke signalen geeft wanneer de maximale belasting is bereikt is dit een schatting op basis van de berekeningen en ervaring. Bij een aantal composietplaat ontstaan.

Op deze wijze zijn alle composietplaten getest en is er een beeld verkregen wat de doorbuiging is bij welke belasting en op welke wijze de composietplaat doorbuigt en eventueel breekt.

Resultaten van de proeven met statische belasting

De statische proeven hebben globaal twee resultaten opgeleverd, ten eerste is gemeten wat de doorbuiging is van de platen bij welke kracht. Ten tweede is nu bekend hoe de plaat beschadigd en breekt wanneer deze statische belast wordt. De bespreking hiervan zal echter in hoofdstuk 5: "Schadeanayse" worden behandeld. De doorbuiging ten opzichte van de kracht zal gebruikt worden om de eerder behandelde theoretische berekeningen te toetsen. De doorbuiging van de plaat is samen met de uitgeoefende kracht door een computer geregistreerd en zijn zowel in een tabel als grafisch weergegeven. Zo is eenvoudig terug te vinden wat de doorbuiging is bij welke kracht. In tabel 5 is van alle platen op twee momenten, bij een belasting van 100 kPa en bij een belasting van 250 kPa, de doorbuiging gegeven die tijdens de proeven geregistreerd zijn. Tevens is in deze tabel de berekende doorbuiging weergegeven. In de appendix "Grafieken statische belasting" zijn van alle composietplaten de doorbuiging ten opzichte van de kracht grafisch weergegeven.

Een aantekening die bij de resultaten van de proeven gemaakt moet worden is dat er, zoals eigenlijk altijd, de nodige verschillen zijn tussen de theorie en de uitgevoerde proeven. Zo is de toegepaste belasting nogal gecompliceerd. Er is namelijk gebruik gemaakt van een dik stuk rubber in combinatie met een stalen plaat. Dit levert een belasting op die noch uniform noch een punt belasting is. De belasting is echter een combinatie van deze twee, maar heeft meer weg van een uniforme belasting dan van een punt belasting. Daarom wordt voor de berekening uitgegaan van een uniforme belasting. De doorbuiging die je op deze manier berekend zou in de praktijk dus een grotere doorbuiging moeten veroorzaken, omdat een in het midden toegepaste puntbelasting een grotere doorbuiging veroorzaakt dan een uniforme belasting. Dat is het eerste punt waar rekening mee moet worden gehouden.

Het tweede punt is dat de inklemming die gebruikt is niet zo goed is als de theoretische inklemming. Ook dit verschil tussen de theorie en de praktijk zou naar verwachting een in de praktijk grotere doorbuiging betekenen. Een in de praktijk minder goede inklemming betekent namelijk een grotere doorbuiging, omdat het neigt naar een vrij opgelegde plaat en die hebben een grotere doorbuiging dan een ingeklemde plaat. Een ander effect dat naar alle waarschijnlijkheid werd veroorzaakt door de imperfecte inklemming is het scheuren van sommige platen. Gedurende de proeven zijn twee platen aan de randen gescheurd, plaat 2.1 en 3.2, wat werd veroorzaakt door speling die ontstond tussen de twee kaders en de plaat zodoende kon bewegen op één plek maar nog was ingeklemd op de andere randen waardoor er een scheur ontstond en de kracht van de plaat weg was. Dit is tegengegaan door de plaat op meerdere plaatsen te klemmen en de belasting te stoppen op het moment dat er speling tussen de twee kaders ontstond.

Op basis van de twee eerder gemaakte aantekeningen zou men verwachten dat de doorbuiging die verkregen is met de statische proeven groter is dan de doorbuiging die berekend is. Dit is echter niet het geval, bij zes van de acht platen is de experimentele doorbuiging juist kleiner dan de theoretische doorbuiging. Alleen bij de twee dikste platen, plaat 3.1 en plaat 3.2, is de theoretische doorbuiging kleiner (zie tabel 5). Een mogelijke oorzaak is dat de theorie waarmee de doorbuiging is berekend wellicht niet meer van toepassing is op zeer dunne platen. Dit vermoeden is gebaseerd op het feit dat de dikte van de plaat van groot belang is op de doorbuiging, in de oplossing van de differentiaalvergelijking bereken je de doorbuiging door te delen door de dikte tot de derde macht. Een kleine afwijking in de

Plaat	Uniforme	belas	ting van 10)0 Kpa			Uniforme	belas	ting van 25	0 KPa		
	D.V.		Kolibri		Experime	nteel	D.V.		Kolibri		Experime	nteel
# 1.1	23.8	mm	27.3	mm	10.2	mm	59.5	mm	68.2	mm	-	mm
# 1.2	29.9	mm	33.4	mm	9.8	mm	74.8	mm	83.4	mm	18.9	mm
# 2.1	15.3	mm	17.5	mm	6.7	mm	38.3	mm	43.7	mm	10.7	mm
# 2.2	14.4	mm	16.5	mm	8	mm	35.9	mm	41.3	mm	13.7	mm
# 3.1	2.8	mm	3.6	mm	4.8	mm	7	mm	8.9	mm	9.4	mm
# 3.2	2.6	mm	3.1	mm	5.2	mm	6.5	mm	7.9	mm	9.2	mm
# 4.1	8	mm	9	mm	6.2	mm	20	mm	22.4	mm	11.8	mm
# 4.2	9.3	mm	10.1	mm	5	mm	23.1	mm	25.3	mm	9.6	mm

Tabel 5: Theoretische en experimentele doorbuiging in millimeters bij 100 kPa en 250 kPa.

dikte veroorzaakt zodoende een groot verschil in de berekende doorbuiging. Een andere mogelijke oorzaak is het grote aantal parameters dat kan variëren en zorgvuldig moet worden onderzocht voordat een goede berekening kan worden gemaakt. Zoals eerder gezegd zijn composieten complexe anisotrope materialen die in dit geval ook nog eens met de hand gemaakt zijn en zodoende allemaal verschillend zijn. Mede daardoor is het zeer lastig om betrouwbare berekeningen te kunnen maken.

Conclusie

De experimenten met de statische belasting zijn goed verlopen. De gewenste resultaten zijn behaald, de doorbuiging ten opzichte van de kracht is opgemeten en van de schadeontwikkeling van de composietplaat is een goed beeld gekregen. Voor alle platen die getest zijn is de doorbuiging ten opzichte van de kracht geregistreerd en in grafieken en tabellen uitgewerkt. Ook is de experimentele doorbuiging vergeleken met de berekende doorbuiging. Het verschil hier tussen is te verklaren door het grote aantal parameters en de complexe eigenschappen van de composietplaten waar rekening mee moet worden gehouden. De schadeontwikkeling gedurende de proeven is met zowel foto's als filmopnames vastgelegd, hierdoor is een goed beeld gekregen hoe de schade zich ontwikkeld wanneer de belasting toeneemt. Toch waren er ook een aantal zaken tijdens de experimenten die extra aandacht vroegen. Zo was het zeer lastig om een goed opstelling te realiseren. Het was zeer lastig om de composietplaat goed uniform te belasten, toch is hier met behulp van een rubberen plaat een goede benadering voor gevonden. Een ander punt was de inklemming van de plaat, die vermoedelijk de oorzaak was van het typische bezwijk gedrag van de plaat. Dit zijn punten die bij verder onderzoek extra aandacht vragen.

Grafiek 1: Doorbuiging van de platen onder statische belasting. Op de x-as staat de doorbuiging in millimeter en op de y-as staat de kracht in Newton. Plaat 2.1 is niet opgenomen in deze grafiek omdat deze op een andere schaal is geregistreerd. Wel is deze grafiek terug te vinden in Appendix 4, evenals de individuele grafieken van de andere platen.



Hoofdstuk 4: Proeven met schokgolfbelasting

Eén van de belangrijkste doelstellingen van het onderzoek is het gedrag van een composietplaat bij schokgolfbelasting te onderzoeken. Dit is gedaan door een springstof boven een vierkante ingeklemde plaat tot ontploffing te brengen. Om een goed beeld te krijgen van het gedrag van de plaat is geprobeerd de doorbuiging ten opzichte van de tijd te meten. Wanneer de explosie heeft plaatsgevonden is de schade gefotografeerd en geanalyseerd om op deze manier de vergelijking tussen statisch belaste platen en met een schokgolf belaste platen te kunnen maken. Er zijn twee series met composietplaten gemaakt, bij één serie zijn er verschillende typen composietplaten met een gelijke belasting getest en bij de andere serie zijn gelijke composietplaten met een variërende belasting getest. Dit is gedaan om te onderzoeken wat de maximale belasting van een composietplaat is voordat deze breekt. Deze proeven zullen hieronder besproken worden, eerst zal de opstelling en de gebruikte composietplaten worden toegelicht en vervolgens zal de uitvoering en de resultaten van de proeven worden besproken. Tot slot zal er een conclusie betreffende de proeven met schokgolfbelasting gegeven worden.

De opstelling

Voor de proeven met schokgolfbelasting is een opstelling gemaakt die vaker gebruikt zal worden bij experimenten op platen met schokgolfbelasting. De opstelling is een stalen plaat van circa twee centimeter dik die op vier stalen poten staat op een hoogte van een halve meter. In het midden van de plaat bevindt zich een vierkant gat van 30 bij 30 centimeter met daar rondom heen 28 gaten waarmee de te testen plaat ingeklemd kan worden. Op de tafel wordt de composietplaat geplaatst en daarboven op komt een stalen kader dat de plaat met behulp van 28 bouten en moeren inklemt (zie figuur 10 en 11). Alle bouten en moeren worden op dezelfde wijze aangedraaid, eerst met een boormachine en vervolgens met een momentsleutel waarmee ze met een moment van 25 Nm worden aangedraaid, zodat alle platen even sterk worden ingeklemd. Wanneer de composietplaat tezamen met het kader op de stalen tafel is ingeklemd wordt de explosieve lading exact boven het midden van de plaat opgehangen. De explosieve lading bestaat uit een bolvormige hoeveelheid C4 met een gewicht variërend tussen de 20 en 40 gram en opgehangen boven de composietplaat op een afstand van tussen de 30 en 15 centimeter. Onder de composietplaat is bij een aantal testen een laserafstandsmeter geplaatst om de



Figuur 10: Opstelling explosieproeven. Links is de blastpencil te zien en onder de plaat is de laserafstandsmeter te zien.



Figuur 11: Schematische tekening van de opstelling. (1) Stalen tafel; (2) aluminium kader; (3) Bout; (4) Composietplaat; (5) Springstof; (6) Laser afstandsmeter.

doorbuiging te registreren. Ook is er bij een aantal explosie proeven een blastpencil geplaatst om de druk van de explosie te kunnen meten. De blastpencil dient zorgvuldig geplaatst te worden, de punt wordt op de springstof gericht en de sensor wordt op een even grootte afstand van de springstof geplaatst als het midden van de plaat. De druk die gemeten is door de sensor is terug te vinden in de paragraaf "Metingen blastpencil".

In totaal zijn er twaalf¹ composietplaten getest, zes van het type 2 en twee van alle andere types. Het doel van deze twee series is om enerzijds met de kracht van de explosie te kunnen variëren en anderzijds met het type composietplaat te variëren. Dit was niet nodig bij de proeven met de statische belasting vanwege het feit dat bij deze proeven de belasting langzaam wordt opgevoerd tot een bepaalde hoogte. Bij de proeven met de schokgolfbelasting kun je elke plaat slechts één keer belasten met een bepaalde kracht. Daarom is met de composietplaat van het type 2 bekeken hoeveel belasting de plaat maximaal kan verdragen en is met de andere serie composietplaten bekeken wat de beschadiging is bij een bepaalde schokgolfbelasting.

De uitvoering en resultaten

Het doel van de proeven met schokgolfbelasting was om de schadeontwikkeling van de plaat te analyseren en die te vergelijken met de schadeontwikkeling bij statische belasting. Het andere doel was om de doorbuiging ten opzichte van de tijd te meten. De schadeontwikkeling van de plaat zal besproken worden in hoofdstuk 5. De doorbuiging zou in theorie gemeten kunnen worden met een laserafstandsmeter, hiermee zou het mogelijk zijn om de doorbuiging in het midden van de composietplaat ten opzichte van de tijd te registreren. Het zou dus ook mogelijk zijn de trillingen van de plaat te onderzoeken en te vergelijken met de berekende natuurlijke frequentie. Maar het belangrijkste is dat de doorbuiging vergeleken kan worden met de doorbuiging bij statische belasting. Op deze manier kan er wellicht een verband worden gelegd tussen de doorbuiging bij schokgolfbelasting en de doorbuiging bij statische belasting.

Maar tijdens de experimenten bleek dat de meting van de doorbuiging van de composietplaat toch niet mogelijk was. Er zijn verschillende methodes geprobeerd om de doorbuiging te meten. Ten eerste is met de laserafstandsmeter geprobeerd de doorbuiging ten opzichte van de tijd te registreren. Dit is gedaan bij plaat 2.1 XL en bij een aantal composietplaten die gemaakt waren van Inorganic Phosphate Cement (IPC), die ook met dezelfde lading en afstand getest zijn voor de Vrije Universiteit Brussel. Deze platen zijn vergelijkbaar met de composietplaten die bij dit onderzoek onderzocht zijn



Figuur 10: Links de laserafstandsmeter, rechts het schuimblok met het pinnetje.

maar zijn van een ander materiaal gemaakt. Bij beide platen heeft de laserafstandsmeter niet gewerkt, het vermoeden is dat óf de schokgolf de laserafstandsmeter verstoort óf de doorbuiging van de plaat de laser op de verkeerde plek doet reflecteren. Bij een andere test is geprobeerd met een mechanische meting de maximale doorbuiging van de plaat vast te leggen. Er is een klein stalen pinnetje in een schuimblok gezet en met de bovenkant tegen het midden van de onderkant van de plaat gezet. Het pinnetje krijgt echter een impuls van de doorbuiging van de plaat waardoor deze dieper in het schuim schiet dan dat de plaat eigenlijk doorbuigt. Andere methodes die bij dit onderzoek niet geprobeerd zijn maar op basis van eerdere ervaringen niet bruikbaar bleken, zijn versnellingsmeters en een Lineaire Variabele Differentiële Transformator (LVDT). Wat overblijft is het gebruik van hogesnelheidscamera's, maar deze bleken op

korte termijn echter niet beschikbaar te zijn. Hoewel de meting van de doorbuiging zeer bruikbaar zou zijn voor het onderzoek is dit, ondanks diverse methodes en inspanningen, helaas niet mogelijk gebleken.

De resultaten van de proeven met schokgolfbelasting zijn, hoewel het niet mogelijk was om de doorbuiging te meten, toch succesvol verlopen. Uiteindelijk zijn er in totaal acht platen met schokgolven belast. Er waren een aantal verschijnselen die opvielen na het uitvoeren van de schokgolfbelasting. Ten eerste was het de niet verwachtte grote sterkte die de composietplaat bleek te hebben. Bij het zestal composietplaten van het type 2 waarbij het de bedoeling was om het bezwijken van de plaat te onderzoeken bleek alleen de laatste plaat het, bij een springstoflading van 40 gram C4 opgehangen op een afstand van 15 centimeter, slechts gedeeltelijk te begeven. Dit heeft tot gevolg dat wanneer er proeven gewenst zouden zijn waarbij de composietplaat het volledig begeeft, of wanneer er dikkere composietplaten moeten worden getest zal dit waarschijnlijk niet meer in de bunker kunnen. Daar is de maximaal toegestaan te gebruiken hoeveelheid C4 50 gram, en dus zal er waarschijnlijk naar een oefenterrein elders moeten worden uitgeweken. Ook zal er dan moeten worden gekeken naar een andere manier van inklemmen, want de gaten waarin de bouten waren vastgedraaid zijn bij plaat 2.6 XL gedeeltelijk uitgescheurd (zie figuur 13)

Het tweede punt wat opviel was de manier waarop de composietplaat in het kader zat ingeklemd nadat de schokgolfbelasting was toegepast. De composietplaten zaten ingedeukt en enigszins verwrongen in het kader geklemd. Wanneer het bovenste kader werd losgedraaid, veerde de plaat weer terug en was er bij slechts een aantal platen nog enige permanente vervorming zichtbaar. Eén plaat was echter naar boven terug gebogen, in de richting van de schokgolfbelasting. Deze richting van buigen is naar alle waarschijnlijkheid veroorzaakt door het trillen van de plaat. Op het moment dat de plaat kortstondig is belast met de schokgolf, is de plaat gaan trillen en is in een naar boven toegebogen toestand tot rust gekomen. Dit is één van de redenen waarom het heel interessant zou zijn geweest om de experimenten met een hogesnelheidscamera vast te leggen.



Figuur 13: Uitgescheurde gaten op de plek van de bouten. (Plaat 2.6 XL)



Figuur 14: Naar boven gebogen plaat, ingeklemd in het kader. (Plaat 2.4 XL)



Figuur 15: Plaat ingedeukt en verwrongen ingeklemd in het kader. (Plaat 2.5 XL)

¹⁾In het belang van verder onderzoek is in overleg met Professor Vantomme, mijn stagebegeleider en kapitein Lecompte besloten de platen 3.1 XL, 3.2 XL, 4.1 XL en 4.2 XL nog niet te gebruiken voor experimenten met schokgolfbelasting. De platen zullen bewaard worden totdat men de apparatuur, de bunker en de juiste mensen tot de beschikking heeft om met behulp van meerdere hogesnelheidscamera's een drie dimensionale meting te doen waarmee de doorbuiging van de plaat op elke plek gemeten kan worden. Figuur 16: Schadeontwikkeling van de type 2 platen; Plaat 2.2: 20 gram op 30 cm; Plaat 2.1: 20 gr. op 25 cm;

Plaat 2.3: 20 gr. op 20 cm; Plaat 2.4: 20 gr. op 15 cm; Plaat 2.5: 40 gr. op 15 cm; Plaat 2.6: 40 gr. op 15 cm.













Bachelor eindopdracht Arno Bouwhuis

Metingen blastpencil

De druk die wordt veroorzaakt door de explosie is gemeten met een blastpencil. Het verloop van de druk in bar is uitgezet tegen de tijd in milliseconde en is hieronder grafisch weergegeven. Uit de gegevens blijkt dat de piekoverdruk 639 KPa bedroeg en dat de positieve faseduur circa een halve milliseconde duurde. Deze meting is gedaan bij een standaardexplosie van twintig gram C4 op 30 centimeter afstand. De met behulp van Conwep berekende gegevens, een piekoverdruk van 899 KPa en een positieve faseduur van 0,5321 milliseconde, zijn van dezelfde orde grootte als de experimentele gegevens. Wel zit ook hier een verschil tussen de berekende gegevens en de experimentele gegevens.



Grafiek 2: Meetgegevens van een standaardexplosie, 20 gram C4 op 30 cm afstand. De druk in bar (y-as) is uitgezet tegen de tijd in milliseconde (x-as).

Conclusie

Hoewel de proeven met de schokgolfbelasting goed zijn verlopen is het toch spijtig dat de doorbuiging van de plaat niet gemeten kon worden. Wanneer deze met behulp van de laserafstandsmeter of met behulp van de hogesnelheidscamera's opgemeten had kunnen worden had er een link gelegd kunnen worden tussen de doorbuiging bij statische belasting en de doorbuiging bij schokgolfbelasting. Ook hadden er dan uitspraken gedaan kunnen worden omtrent het trillen van de plaat. Het niet goed kunnen meten van de doorbuiging is dan ook de reden dat besloten is om een viertal platen te bewaren voor vervolg onderzoek met hogesnelheidscamera's, waarbij wel de doorbuiging gemeten en geanalyseerd kan worden. Ondanks dit zijn er ook goede resultaten geboekt, zo is er een goed beeld gekregen van de schade ontwikkeling van de plaat bij toenemende belasting, en is deze schade te vergelijken met de schade bij de proeven met de statische belasting. Deze vergelijking zal in het volgende hoofdstuk besproken worden. Ook is met deze reeks experimenten de kracht van composietplaten duidelijk geworden en zijn de eerste stappen voor verder onderzoek naar composietplaten onder schokgolfbelasting gezet.

Hoofdstuk 5: Schadeanalyse

De schade die gedurende de experimenten is ontstaan zal zorgvuldig onderzocht worden. De eerste stap om de schade aan de platen te bekijken is om een visuele inventarisatie van de schade te maken. De platen zijn met het blote oog en met een standaard vergrootglas bestudeerd. Omdat de platen enigszins doorzichtig zijn, is op deze manier al snel een goed beeld van de schade te krijgen. Hierbij zijn op een aantal vormen van schade gelet die eenvoudig met het blote oog te herkennen zijn. Dit betreft delaminatie, oftewel het loslaten van de verschillende lagen van de composietplaat, dat te herkennen is aan lichte plekken op de plaat en waar de plaat niet meer doorzichtig is. Microscheurtjes die te herkennen zijn aan dunne witte lijntjes in de matrix en oppervlaktescheuren die makkelijk te zien en te voelen zijn. Ook is gekeken naar het loskomen van vezels uit de matrix, dit is ook eenvoudig te zien en te voelen en vindt vaak plaats op de plekken van de oppervlakte scheuren. Deze drie soorten schade zijn in een tabel verwerkt waarin op een systematische manier de schade aan alle platen wordt besproken zodat deze uiteindelijk goed te vergelijken is met de explosief belaste platen. Andere typen van schade mechanismes die typische zijn voor composietplaten zijn het breken van de vezels en vezels die loslaten van de matrix, maar deze twee vormen van schade zijn niet met het blote oog zichtbaar en hier zal bij de microscopische inspectie dan ook naar gekeken worden.

Andere, meer algemene, vormen van schade zijn ook bekeken. Zo is bekeken in hoeverre er bij composietplaten sprake is van vloeilijnen, zoals dat het geval is bij metalen platen. Vloeilijnen zijn kort gezegd punten waarop de elastische vervorming over gaat in plastische vervorming, het metaal gaat op die plaatsen dan "vloeien", en het betreft dan ook een permanente vervorming. De vloeilijnen bij vierkante metalen platen zijn eenvoudig te herkennen en bevinden zich op de diagonalen. Bij composietplaten is dat anders, hier lijken ook bepaalde patronen in de vervorming te ontstaan maar zijn wel anders dan bij metalen platen. Hier lijkt de vervorming niet zozeer exact op de diagonalen te liggen maar zijn het meer halve cirkelvormen die ontstaan vanuit de hoeken en zich naar het midden uit breiden. Ook is dit vervormingspatroon afhankelijk van de vezelrichting en het soort glasvezelmat dat is gebruikt, wanneer de plaat meer symmetrisch is, is de vervorming dat ook. Toch is het niet eenvoudig uit de belaste composietplaten conclusies te trekken over de aanwezigheid van vloeilijnen en op welke wijze en in welke vorm zich deze manifesteren. Wat wel vastgesteld kan worden is dat er een bepaalde permanente vervorming zichtbaar is en dat deze verschillend is van de vloeilijnen die bij metaalplaten ontstaan.

Een ander punt wat bij composietplaten niet evident is, is de scheiding tussen elastische en plastische deformatie. Er is sprake van elastische deformatie wanneer de vervorming van de plaat tijdelijk is en de plaat zijn oorspronkelijke vorm weer heeft wanneer de belasting wordt weggehaald. Plastische deformatie is wanneer de plaat permanent vervormd is, dus wanneer de belasting wordt weggehaald de plaat niet meer terugkeert in zijn oorspronkelijke vorm. (Schaffer, 1999) Wanneer een



Figuur 17 1: Fatale scheur in plaat 2.1



2: Cirkelvormige microscheurtjes in plaat 2.2 3: Delaminatie aan de randen van plaat 1.1



composietplaat belast wordt, bleek uit de statische experimenten, dat de matrix al vrijwel onmiddellijk begint te barsten. Er ontstaat dus al bijna onmiddellijk een permanente beschadiging. Ondanks dit keert de plaat toch, ogenschijnlijk, terug in zijn oorspronkelijke vorm wat betekent dat het om elastische vervorming gaat. Wanneer de plaat verder belast wordt treed er wel permanente vervorming op, maar uit de resultaten van de statische experimenten blijkt dat er niet één bepaald punt in de grafiek is aan te wijzen vanaf waar er plastische vervorming plaats vindt, zoals dat bij metalen wel het geval is. Er is dus zowel sprake van elastische vervorming als plastische vervorming, maar het punt dat de elastische vervorming overgaat in plastische vervorming is moeilijk vast te stellen.

Eerst zal nu een overzicht worden gegeven van de schade aan de composietplaten en hier zal een globaal schadebeeld uitgehaald worden. Dit is gedaan voor zowel de statisch als met een schokgolf belaste composietplaten. Vervolgens zal de analyse van de schade die met de microscoop is bekeken besproken worden en tot slot zal er een algehele conclusie over de schadeontwikkeling worden gegeven

Overzicht van de schade van de statisch belaste platen

Om een goede vergelijking te kunnen maken tussen de schade die is ontstaan aan de verschillende platen zijn de verschillende vormen van schade verwerkt in een tabel. In deze tabel is een omschrijving gegeven van de delaminatie van de plaat, scheuren in de plaat en of er vezels uit de matrix zijn losgetrokken, daarbij is tevens aangegeven hoe zwaar de beschadiging was. Dit is gedaan door middel

van een systeem met plusje en minnetjes, wat slechts een subjectieve indicatie is om aan te geven in hoeverre de beschadiging aanwezig was. Ook is er bij elke plaat aangegeven wat de maximale belasting (in Newton) was en wat de maximale doorbuiging was. Verder wordt er bij elke plaat aangegeven of er nog sprake was van eventuele bijzonderheden. De schade aan de met een schokgolf belaste platen is op dezelfde wijze uitgewerkt in een tabel.

Beschrijving gebruikte symbolen.

- (--): Geen/ zeer gering
- (-): Gering
- (+/-): Middelmatig
- (+): Veel
- (++): Zeer veel

	Delaminatie	Scheuren	Uit de matrix losgetrokken vezels.	Maximale belasting/ maximale doorbuiging
Plaat 1.1	Geringe lijnvormige	In het midden van de matrix zijn	Geen. ()	7375 N
	op de zijdes (zie figuur	scheurtjes in de matrix		19,1 mm
	17-3).	zichtbaar, aan de randen zijn er		
	(-)	plekken van lijnvormige scheuren		
		in de matrix zichtbaar. (-)		
Bijzonderh	<i>eden:</i> Plaat gebruikt voor mi	croscopie.		
Plaat 1.2	Lijnvormige plekken van	In het midden van de matrix zijn	Geen. ()	9615 N
	delaminatie op de zijdes .	in een cirkelpatroon gevormde		
	(+/-)	scheurtjes in de matrix		22,9 mm
		zichtbaar, aan de randen zijn er		
		plekken van scheuren in de		
		matrix én aan de oppervlakte		
		zichthaar (-)		

Tabel 6: Overzicht van schade van de statisch belaste platen.

	Delaminatie	Scheuren	Uit de matrix	Maximale
			losgetrokken vezels.	belasting/
				maximale doorbuiging
Plaat 2.1	In de hoeken en op de	Grote oppervlakte scheur op de	Op de plekken van de	16357 N
	diagonalen zijn grote	plek van de fatale breuk (zie	grotere scheuren zijn	(Tot aan de
	oppervlaktes van	figuur 17-1), kleinere oppervlakte	vezels uit de matrix	, breuk)
	delaminatie zichtbaar. (+)	scheuren aan de randen van de	getrokken. (++)	
		hoeken. In een cirkelpatroon		20,7 mm
		gevormde scheurtjes in de matrix		
		zichtbaar. (++)		
Bijzonderh	eden: Eerste statisch geteste	plaat, belasting na de breuk verder	laten oplopen.	
Plaat 2.2	In twee hoeken zijn	Lijnvormige scheuren op de	Zeer gering aantal	17472 N
	kleine plekken van	rand, in de matrix. Eén scheurtje	vezels zijn uit de matrix	
	delaminatie zichtbaar.	aan de oppervlakte in de hoek. In	getrokken op de plek	26,0 mm
	(-)	een cirkelpatroon gevormde	van het oppervlakte	
		scheurtjes in de matrix zichtbaar	scheurtje. (-)	
		(zie figuur 17-2). (-)		
Bijzonderh	eden: Plaat gebruikt voor mi	croscopie.		
Plaat 3.1	Op twee tegenover	In een ellipspatroon gevormde	Sporadisch aantal	42951 N
	elkaar liggende zijdes zijn	scheurtjes in de matrix zichtbaar	plekjes in de hoeken	22.4
	lijnvormige plekken van	dat over de nele plaat verdeeld	waar de vezels een	33,1mm
	delaminatie te zien. (+/-)	is. Op de randen lijnvormige	kieln beetje uit de	
Diizondorh	adanı Liinvarmiga plakkan ye	scheuren in de matrix. (+/-)	matrix zijn gekomen. (-)	
Bijzondern			I.	45007 NJ (1.1
Plaat 3.2	Op twee tegenover	In een ellipspatroon gevormde	Op de plek van de	45837 N (tot
	eikaar liggende zijdes zijn	scheurtjes in de matrix zichtbaar	fatale scheur en op de	aan de
	grote cirkeivormige	dat over de hele plaat verdeeld	piek van de andere	breuk)
	to zion (1)	is. Op de randen injivornige	Coring control vozols on	24.2 mm
		Oppordaktescheuren aan de	de randen (+)	54,5 11111
		ziide van de fatale breuk		
		loodrecht on de zijdes (+)		
Biizonderh	l <i>eden:</i> Plaat is belast tot aan (de breuk, lijnvormige plekken van de	l Iaminatie on slechts twee	ziiden nlaat
gebruikt vo	por microscopie.			
0				
Plaat 4.1	Geen ()	Lijnvormige scheuren over de	Zeer gering aantal	10837 N (tot
		hele oppervlakte, maar slecht in	vezels uit de matrix	aan de
		één richting. Eén grote, fatale	losgetrokken op de	breuk)
		scheur. (+)	plek van de fatale	
			scheur. (-)	16,5mm
Bijzonderh	eden: Plaat is belast tot aan	de breuk, doordat de plaat unidirect	ioneel is, is de plaat minde	r sterk en zijn
de scheure	en in slecht één richting para	llel aan de vezels.		

	Delaminatie	Scheuren	Uit de matrix losgetrokken vezels.	Maximale belasting/ maximale doorbuiging						
Plaat 4.2	Klein plekje van delaminatie te zien op	Lijnvormige scheuren die loodrecht op elkaar staan en	Geen (-)	16710 N						
	één zijde . (-)	geconcentreerd zijn in het midden van de plaat. Verder nog lijnvormige scheuren op de randen. (-)		18,5 mm						
Bijzonderh	eden: De scheuren zijn niet o	<i>Bijzonderheden:</i> De scheuren zijn niet cirkelvormig maar staan loodrecht op elkaar, in de vorm van een vierkant.								

Globaal schadebeeld:

Op basis van de foto's en filmopnames genomen tijdens de statische proeven, de waarnemingen tijdens de proeven zelf en de platen na afloop van de proeven grondig bekeken en bestudeerd te hebben, kan er nu een globaal schadebeeld worden geschetst omtrent de schade aan de composietplaten.

Wanneer de uniforme belasting wordt toegepast begint de plaat door te buigen en beginnen er scheurtjes in de matrix te ontstaan. Deze scheuren beginnen in het midden en lopen parallel aan de oriëntatie van de vezels. Omdat de vezels loodrecht op elkaar geplaatst zijn, staan de scheurtjes ook loodrecht op elkaar. De beschreven scheuren bevinden zich in de matrix en zijn aan de oppervlakte dan ook niet zichtbaar. Wat verder aan de scheurtjes opvalt, is dat ze bij een aantal platen in een cirkelvormig patroon rond het middelpunt van de plaat zijn gevormd.

De volgende stap van de beschadiging is de delaminatie, deze begint aan de randen en breidt zich vandaar verder uit naar het midden. Bij de statische proeven is de delaminatie veelal rond of alleen op de randen gebleven. Deze delaminatie is waar te nemen doordat de composietplaat niet langer doorzichtig is, maar de vezels juist beter zichtbaar worden. Verder is de matrix op de plekken waar deze is vastgeklemd op het kader enigszins beschadigd. Op de plekken van deze beschadigingen zijn bij een aantal platen ook een gering aantal vezels uit de matrix gekomen

Wanneer de plaat vervolgens verder belast wordt ontstaan er scheuren in de matrix die worden veroorzaakt door de manier waarop de plaat is ingeklemd. Dit is waar genomen bij de platen 2.1 en 3.2, er zijn hier scheuren ontstaan die vanaf de rand van de inklemming naar het middden van de plaat lopen. Nadat deze fatale scheur in de plaat is ontstaan neemt de kracht van de plaat onmiddellijk af en wordt de plaat beschouwd als bezweken en wordt de test stop gezet. Het vermoeden is dat de platen nog verder statisch belast kunnen worden dan de belasting die is toegepast bij deze statische proeven wanneer de inklemming overeenkomstig is met de opstelling die gebruikt is bij de explosieproeven. De maximaal toegepaste statische belasting bij platen van het type 2 is 17472 Newton uitgeoefend op 0,04 m², wat overeenkomt met een druk van 436,8 kPa. Dit was de druk vlak voordat de plaat zou bezwijken.

Overzicht van de schade van de met een schokgolf belaste platen

	Delaminatie	Scheuren	Uit de matrix	Maximale
			losgetrokken vezels.	belasting.
Plaat 1.1	Er zijn lijnvormige	In het midden van de matrix zijn	Sporadisch zijn er	20 gram C4
	plekken zichtbaar op de	in een cirkelpatroon gevormde	enkele vezels uit de	op 30 cm.
	randen wat waarschijnlijk	scheurtjes zichtbaar. Lijnvormige	matrix los gekomen,	
	delaminatie is. Verder	plekken van scheuren op de	met name op de	NRP:
	nog enkele van soort	randen. Verder nog uniform over	randen en op de	4755 kPa
	gelijke plekken op	de hele oppervlakte van de plaat	onregelmatige plekken	
	onregelmatige plekken	verdeelde microscheurtjes	van delaminatie in het	
	in het midden van de	parallel aan de richting van de	midden van de plaat.	
	plaat. (-)	vezels. (-)	()	
Bijzonderh	eden: Plaat gebruikt voor mi	croscopie en voor experimentele doo	orbuigingsmeting met stale	en pinnetje.
Plaat 1.2	Er zijn lijnvormige	In het midden van de matrix zijn	Sporadisch zijn er op	20 gram C4
	plekken zichtbaar op de	in een cirkelpatroon gevormde	de randen enkele	op 30 cm.
	randen wat waarschijnlijk	scheurtjes zichtbaar. Lijnvormige	vezels uit de matrix los	
	delaminatie is, met een	plekken van scheuren op de	gekomen. ()	NRP:
	iets grotere oppervlakte	randen. Verder nog uniform over		4755 kPa
	dan bij plaat 1.1. (-)	de hele oppervlakte van de plaat		
		verdeelde microscheurtjes		
		parallel aan de richting van de		
		vezels. (-)		
Bijzonderh	<i>eden:</i> Plaat gebruikt voor ex _l	perimentele doorbuigingsmeting me	t stalen pinnetje.	
Oppervlakt	te van de plaat aan beide kar	nten zeer licht beschadigd, op enkele	plekjes is geen matrix me	er aanwezig.
Plaat 2.1	Brede lijnvormige	Uniform over de hele	Er zijn geen vezels	20 gram C4
	plekken van delaminatie	oppervlakte van de plaat	losgekomen uit de	op 25 cm.
	op twee tegen over	verdeelde microscheurtjes	matrix, maar er zijn wel	
	elkaar liggende zijdes en	parallel aan de richting van de	vezels aan de	NRP:
	smalle lijnvormige	vezels. Oppervlakte scheurtjes	oppervlakte zichtbaar	7986 kPa
	plekken van delaminatie	parallel aan de vezelrichting.	doordat de matrix niet	
	op de twee andere zijdes.	Verder nog lijnvormige plekken	meer aanwezig is. Dit is	
	Verder nog een aantal	van scheuren op de randen. (+/-)	op de onregelmatige	
	cirkelvormige plekken		plekken van dela-	
	van delaminatie op		minatie in het midden	
	onregelmatige plekken		van de plaat. ()	
	op de plaat. (-)			
Bijzonderh	<i>eden:</i> Plaat gebruikt voor mi	croscopie.		
Oppervlakt	te van de plaat aan beide kar	nten licht beschadigd, op enkele plek	jes is geen matrix meer aa	nwezig.

 Tabel
 7: Overzicht van de schade van de met een schokgolf belaste platen.

	Delaminatie	Scheuren	Uit de matrix	Maximale				
			losgetrokken vezels.	belasting.				
Plaat 2.2	Brede lijnvormige	Uniform over de hele	Geen. ()	20 gram C4				
	plekken van delaminatie	oppervlakte van de plaat		op 30 cm.				
	op twee tegen over	verdeelde microscheurtjes						
	elkaar liggende zijdes en	parallel aan de richting van de		NRP:				
	smalle lijnvormige	vezels, alleen in het midden van		4755 kPa				
	plekken van delaminatie	de plaat zijn de scheurtjes ook						
	op de twee andere zijdes.	zichtbaar in de vorm van een						
<u></u>	(-)	cirkel.(-)						
Bijzonderh	eden: Plaat gebruikt voor mi		. .					
Plaat 2.3	Zeer brede halve-	Uniform over de hele	Sporadisch zijn er op	20 gram C4				
	ellipsvormige plekken	oppervlakte van de plaat	de randen enkele	op 20 cm.				
	van delaminatie op twee	verdeelde microscheurtjes	vezels ult de matrix los					
	tegen over elkaar	parallel aan de richting van de	gekomen, vooral in de	NRP:				
	liggende zijdes en	vezels. Oppervlakte scheuren	noeken. (-)	14530 кра				
	lijnvormige plekken van	parallel aan de vezelrichting, met						
	delaminatie op de twee	name op de plekken van de						
	andere zijdes. Verder	delaminatie. Verder nog						
	nog een aantal kielne	njnvormige piekken van scheuren						
	piekjes van delaminatie.	op de randen. (+/-)						
Diizondarh	(+)							
De gedelar	nineerde stukken zijn on eer	aat op de landen en diverse andere j	etekent dat ze sterk gedel:	amineerd ziin				
Plaat 2 4	Zeer brede halve-	Uniform over de hele	Fr zijn vezels aan de	20 gram C4				
	ellipsvormige plekken	oppervlakte van de plaat	oppervlakte zichtbaar	op 15 cm.				
	van delaminatie op twee	verdeelde microscheurties	doordat de matrix niet					
	tegen over elkaar	parallel aan de richting van de	meer aanwezig is (zie	NRP:				
	liggende zijdes en	vezels. Oppervlakte scheurtjes	figuur 19). Dit is op de	29170 kPa				
	lijnvormige plekken van	parallel aan de vezelrichting, met	ovaalvormige plekken					
	delaminatie op de twee	name op de plekken van de	van delaminatie.					
	andere zijdes. Ook nog	delaminatie. Verder nog	Sporadisch zijn er ook					
	een aantal ovaalvormige	lijnvormige plekken van	nog enkele vezels uit					
	plekken van delaminatie	scheuren op de randen. (+/-)	de matrix los gekomen.					
	elders op de plaat. (+)		(-)					
Bijzonderh	<i>eden:</i> Plaat is gebruikt voor r	nicroscopie. De plaat zat omhoog ge	bogen in het stalen kader	nadat de				
schokgolfb	elasting was toegepast, wat	duidt op een trilling van de plaat.						
Plaat 2.5	Plaat lijkt bijna volledig	Microscheurtjes zijn nog alleen	Er zijn vezels aan de	30 gram C4				
	gedelamineerd, alleen in	zichtbaar aan de achterzijde van	oppervlakte zichtbaar	op 15 cm.				
	het midden zijn nog	de plaat, veel scheuren in de	doordat de matrix niet					
	enkele normale plekken	oppervlakte van de plaat parallel	meer aanwezig is. Dit is	NRP:				
	zichtbaar. De grootste	aan de vezels.	vooral op de plekken	39230 kPa				
	gedelamineerde plekken	De gebruikelijke scheuren die	van de oppervlakte					
	zijn in de vorm van halve -	wordt veroorzaakt door het	scheuren. Sporadisch					
	ellipsvormige plekken op	kader is nog nauwelijks zichtbaar,	zijn er ook nog enkele					
	twee tegen over elkaar	doordat het wordt overtroffen	vezels uit de matrix los					
	liggende zijdes. (++)	door de overige beschadiging. (+)	gekomen.(-)					

Bijzonderheden: De plaat is algeheel zwaar beschadigd, ook heeft de matrix op sommige plekken losgelaten waardoor ook het oppervlak beschadigd is. De gedelamineerde stukken zijn op een aantal plekken in te drukken, wat betekent dat ze sterk gedelamineerd zijn.

Plaat 2.6	Plaat is slecht op één	Veel scheuren in de oppervlakte	Er zijn vezels aan de	40 gram C4
	plek niet gedelamineerd,	van de plaat parallel aan de	oppervlakte zichtbaar	op 15 cm.
	een halve cirkelvormige	vezels, zowel aan de voor- als	doordat de matrix niet	
	plek tussen het midden	achterzijde. Tevens nog enkele	meer aanwezig is. Dit is	NRP:
	en de rand. Voor de rest	cirkelvormig scheuren iets uit het	voornamelijk op de	47830 kPa
	lijkt de plaat in zijn	midden van de plaat. (+)	plekken van de	
	geheel te zijn		oppervlakte scheuren.	
	gedelamineerd. Aan de		Sporadisch zijn er ook	
	achterzijde van de plaat		nog enkele vezels uit	
	zijn vezels en matrix		de matrix los gekomen.	
	volledig van de plaat		Wel zijn er een groot	
	losgebroken. (zie figuur		aantal vezels die aan	
	13) (++)		de achterzijde van de	
			plaat zijn losgekomen	
			uit de matrix. (++)	

Bijzonderheden: Dezelfde opmerkingen als bij plaat 2.5, met bijkomstigheid dat hier zowel vezels als matrix los hebben gelaten van de plaat en nog slechts met één zijde van de plaat verbonden zijn. Ook zijn de plaatsen waar de bouten de plaat ingeklemd hielden op geschoven naar het midden van de plaat toe, door de grote kracht die op de plaat is uitgeoefend. Ook is de plaat blijvend vervormd en zijn er een soort van lijnen zichtbaar die lijken op vloeilijnen.

Globaal schadebeeld:

Het globale schadebeeld wat wordt verkregen na het uitvoeren van de explosieproeven lijkt op het schadebeeld dat is verkregen bij de statische proeven. Dat is met name goed zichtbaar bij de platen die niet zeer zwaar belast zijn, de platen 1.1 XL tot en met 2.3 XL. De schade die aan deze platen is ontstaan is sterk overeenkomstig met de schade aan de statisch belaste platen. Ten eerste zijn bij deze platen ook de microscheurtjes die zich in de matrix begeven en uniform over de oppervlakte zijn verdeeld, goed zichtbaar. Enig verschil is dat de microscheurtjes bij de explosief belaste platen meer uniform over de platen verdeeld zijn dan bij de statisch belaste platen, waar de scheurtjes meer in het midden geconcentreerd zijn. Dit verschil wordt waarschijnlijk veroorzaakt door de niet geheel uniforme belasting. Een verschil wat niet wordt veroorzaakt door de verschillende vorm van inklemmen betreft het loskomen van stukjes matrix van de vezels. Deze vorm van schade is niet waargenomen bij de statisch belaste platen.

Ook de delaminatie aan de randen is overeenkomstig met de delaminatie van de statisch belaste platen. De delaminatie begint aan de randen en breidt zich vandaar verder uit naar het midden. Wanneer de belasting wordt verhoogd neemt de delaminatie toe, totdat de plaat uiteindelijk bijna geheel is gedelamineerd. De verdere schadeontwikkeling verschilt van de statisch belaste platen doordat door de verschillende vorm van inklemmen de statisch belaste platen niet verder belast konden worden en dit bij de explosief belaste platen wel mogelijk was.

De schadeontwikkeling bij verder toenemende belasting betreft scheuren die ontstaan aan de oppervlakte in combinatie met sterke delaminatie. Uiteindelijk zijn de vezels samen met de matrix geheel losgekomen van de plaat (zie figuur 18). De maximaal toegepaste schokgolfbelasting bij platen van het type 2 is 47830 kPa gedurende 0,086 milliseconde.



Figuur 18: Losgebroken vezels bij plaat 2.6 XL



Figuur 19: Plekken waar er stukjes matrix van de vezels zijn losgekomen, een vorm van schade die alleen is waargenomen bij explosief belaste platen. Plaat 2.4 XL.

Microscopische inspectie

Om een beter zicht te krijgen op de schade die zich in de plaat bevindt zijn bij een aantal platen stukjes uitgezaagd. Deze stukken zijn vervolgens met een microscoop bekeken. Omdat het zagen van de platen en de microscopische inspectie zeer tijdrovend is, is dit gedaan voor in totaal zes platen. Voor drie platen die statisch belast zijn en voor drie platen die met een schokgolf belast zijn. De inspectie van de platen is een werk wat nauwkeurig en zorgvuldig moet worden uitgevoerd. Zo zijn de platen in twee fases gezaagd, eerst met een ruwe zaag om de plaat uiteindelijk te kunnen zagen met een zeer nauwkeurige zaag. Dit betreft een Stuers Labotom zaagmachine met een "High Qualiy Cut-off wheel 31 TRE", dit is noodzakelijk om de plaat met het zagen zo weinig mogelijk te beschadigen, waardoor de schade die ontstaan is door de belasting niet meer te herkennen zou zijn. Er is vastgesteld dat het zagen wel enige schade veroorzaakt, maar dat de schade die wordt veroorzaakt door de belasting goed te herkennen blijft. Dit is gecontroleerd door onbeschadigde stukken composiet te vergelijken met beschadigde stukken composiet.

Vervolgens zijn de platen op een drietal punten geïnspecteerd, in het midden, op de diagonaal

en op de rand (zie figuur20). Er is voor deze plaatsen gekozen omdat dit de plaatsten zijn waar over het algemeen de meeste schade zichtbaar is. Ook zijn deze drie plaatsen representatief voor een groot deel van de plaat en zodoende wordt een goed beeld verkregen wat de interne schade aan de plaat is. Wanneer de stukken uit de plaat zijn gezaagd zijn ze gelabeld met een code die in de tabel is terug te vinden.



De stukken zijn bekeken met twee verschillende microscopen, een Carl Zeiss Discovery V12 Stereo microscoop met een maximale vergroting van 150x, en een FEI Quanta 400

elektronenmicroscoop met EDAX waarnemingsapparatuur met een maximale vergroting van 1.000.000 keer. De beschadiging van de plaat is op een tweetal manieren vastgelegd, er is een tabel gemaakt waarin de schade beschreven staat en er zijn foto's gemaakt die terug te vinden zijn in het Figuur 20: Stukken van de plaat die gebruikt zijn voor microscopische inspectie

DL : Delaminatie	():	Geen/ zeer gering
OB : Oppervlakte beschadiging	(-):	Gering
MS: Microscheurtjes	(+/-):	Middelmatig
VB: Vezelbreuk	(+):	Veel
	(++):	Zeer veel

Beschrijving gebruikte afkortingen en symbolen tabel.

digitale fotoarchief. Een aantal foto's zijn ook hieronder weergegeven. Om een duidelijk en systematisch overzicht te geven van de schade is er voor gekozen om op een viertal verschillende vormen van schade te letten: Delaminatie (DL), oppervlakte beschadiging (OB), microscheurtjes (MS) en vezelbreuk (VB). Verder is er een korte impressie gegeven van de belangrijkste schade en zijn er eventuele bijzonderheden over de plaat vermeld.

Statische proeven								
Stuk Soort DL OB MS VB Beschrijving beschadiging						Beschrijving beschadiging		
Plaat	2.1	Rand		+	-	+	Met name oppervlakte beschadiging en gebroken vezels.	
1.1 D	3.1	Diagonaal	-	-	-	++	Veel gebroken vezels, verder weinig schade zichtbaar.	
	4.1	Midden		-	-	+	Weinig schade zichtbaar.	
							(Bekeken met de elektronenmicroscoop).	
Bijzonderheden: Omdat de platen zijn gezaagd is het mogelijk dat de vezelbreuk veroorzaakt is door het zagen.								
Daarom	n is een	onbeschadig	gd stuk o	composi	etplaat	bekeke	en om het effect van het zagen te bekijken. Ook hier was	
enige v	ezelbre	uk zichtbaar	maar aa	anzienlij	k minde	er dan b	oij de bovengenoemde stukken.	
Plaat	3.1	Rand		+/-	-	+/-	Matige beschadiging aan de oppervlakte, beperkte	
2.2							vezelbreuk. Geringe schade.	
E	2.2	Diagonaal	-		-	+/-	Geringe delaminatie, vezelbreuk zichtbaar.	
	1.1	Midden	+/-	+	+	-	Over de hele zijde dunne lijn van delaminatie zichtbaar.	
							(Bekeken met de elektronenmicroscoop).	
Bijzond	erhede	n: -			•			
Plaat	2.3	Diagonaal	+	-	+/-	+	(Bekeken met de elektronenmicroscoop).	
3.2								
F	1.5	Midden	+	-	++	+/-	Microscheurtjes verspreid over de hele oppervlakte.	
							(Bekeken met de elektronenmicroscoop).	
Bijzond	erhede	n: De plaat is	bekeke	n op enl	kele afv	vijkend	e plekken, stuk 1.5 is iets uit het midden en stuk 2.3 is	
tussen de diagonaal en de rand in. De foto's en waarnemingen zijn gedaan bij een eerste verkenning met de								

elektronenmicroscoop en zijn daarom niet bekeken op de later gebruikte standaard plekken.

Tabel 8: Overzicht van de met de microscopische inspectie waargenomen schade van de platen die statisch belast zijn.



Figuur 21: Plaat 2.2 stuk 2.2; Delaminatie



Figuur 22: Plaat 1.1 stuk 1.1; Vezelbreuk

Explosie proeven								
	Stuk	Soort	DL	OB	MS	VB	Beschrijving beschadiging	
Plaat	1.1	Rand	-	+/-	-	+	Geringe schade waargenomen.	
1.1 A	3.2	Diagonaal		+/-	_	+	Stukies matrix van de vezels losgekomen.	
	0.2	D 10000000						
	4.2	Midden	-	+	-	-	Op de plaats van het gaatje zijn veel vezels uit de matrix	
							gekomen. (Bekeken met de elektronenmicroscoop.)	
Bijzonderheden: Plaat is gebruikt voor een doorbuigingsmeting met behulp van een stalen pinnetje, hierdoor is in								
het mid	lden va	n de plaat ee	en klein (gaatje o	ntstaan	۱.		
Plaat	1.1	Rand		-	-	Γ-	Nauwelijks schade zichtbaar.	
2.1	1							
В	4.1	Diagonaal	-	+	-	-	Veel oppervlakte beschadiging, waarbij de matrix van de	
	1						vezels is losgekomen, ook veel interne verstoring.	
	4.2	Midden	-	+/-	++	+/-	Opvallend veel microscheurtjes zichtbaar	
							(Bekeken met de elektronenmicroscoop.)	
Bijzond	erhede	n: -						
Plaat	1.1	Rand	+	+/-	+/-	-	Veel interne verstoring en beschadiging.	
2.4	1							
С	1.5	Diagonaal	+	+/-	+	-	Veel beschadiging, vooral delaminatie.	
	41	Midden	+	+/-	_	_	Sterke delaminatie, verder weinig hijzonders	
		i indden		• /			(Bekeken met de elektronenmicroscoop.)	
Biizond	orhodo	n:_	<u> </u>	1	.1	<u> </u>		

Bijzonderheden: -

Tabel 9: Overzicht van de met de microscopische inspectie waargenomen schade van de platen die met een schokgolf belast zijn.



Figuur 23: Plaat 3.2 stuk 1.5; Microscheurtje



Figuur 24: Plaat 3.2; Onbeschadigd laminaat

De schade die is waargenomen bij de microscopische inspectie is een indicatie van de schade die zich in de plaat bevindt en een controle van de met het blote oog waargenomen schade. Wat opviel was dat de schade die met het blote oog is waargenomen in eerste instantie lastig met de microscoop is terug te vinden. Zo is de delaminatie van de plaat op de randen niet altijd goed terug te zien bij de inspectie met de microscoop, ook zijn de microscheurtjes lastig om terug te vinden. Toch blijkt bij een meer grondige en tijdrovende inspectie met de elektronenmicroscoop dat de schade meestal toch is zoals die van tevoren verwacht was. Het verschil tussen de beschadigingen bij de statisch belaste platen blijkt niet veel te verschillen van de schade op de rand, op de diagonaal en in het midden. Uit de microscopische inspectie komt geen eenduidig beeld naar voren op welke plek de schade het grootst is. Een verschil tussen de twee vormen van belasten is dat de platen die met een schokgolf belast zijn meer oppervlakte beschadiging hebben, er zijn bij deze platen vaak kleine stukjes matrix van de plaat losgekomen (zie figuur 19). Een ander verschil is dat de statisch belaste platen meer vezelbreuk hebben (zie figuur 26), iets was nauwelijks is waargenomen bij de platen die zijn belast met een schokgolf.



Figuur 25: Stuk matrix losgekomen van de plaat. Plaat 2.4 XL rand.



Figuur 26: Vezelbreuk bij plaat 1.1 diagonaal.

Conclusie

De schadeontwikkeling die is waargenomen bij de statisch belaste platen is voor een groot deel overeenkomstig met de schadeontwikkeling van platen die met een schokgolf zijn belast. De schade begint bij beide vormen van belasten met microscheurtjes in de matrix en er ontstaan vervolgens vanaf de randen plekken van delaminatie die zich naar het midden toe uitbreiden. Wat volgt zijn scheurtjes die zich op de oppervlakte begeven die vaak gepaard gaan met vezels die uit de matrix loskomen. De microscheurtjes, het delamineren van de plaat en de scheurtjes aan de oppervlakte in combinatie met de losgekomen vezels zijn bij beide vormen van belasten gelijk. Het bezwijken van de platen is wel verschillend, bij de statisch belaste platen ontstaat er een grote scheur in de plaat en bij plaat 2.6 XL die met een schokgolf belast is, is bezweken doordat er vezels met matrix geheel van de matrix zijn losgekomen. Dit verschil wordt zeer waarschijnlijk veroorzaakt door de verschillende manier van inklemmen. Verder blijkt dat de composietplaten beter bestand zijn tegen een zeer korte maar zeer hoge belasting, de schokgolfbelasting, dan tegen een langdurige maar lagere belasting, de statische belasting. Bij de microscopische inspectie is ook gebleken dat de schade niet beduidend anders is tussen de twee vormen van belasten. De belangrijkste verschillen die daarbij naar voren zijn gekomen is dat de statisch belaste platen meer vezelbreuk hebben en dat de platen die met een schokgolf zijn belast meer oppervlakte beschadiging hebben.

Conclusies

Naar aanleiding van het onderzoek dat gedaan is kunnen er een aantal conclusies worden getrokken.

<u>De theorie om de doorbuiging bij een statische belasting te berekenen komt niet overeen met de</u> <u>experimentele doorbuiging, er is geen eenvoudige manier om de doorbuiging van de composietplaat</u> <u>goed te berekenen.</u>

De theoretische benadering voor de berekening van de doorbuiging van composietplaten onder statische belasting is niet geheel in overeenstemming met de praktijk. Het is dus niet mogelijk om op een snelle en eenvoudige manier de doorbuiging van een composietplaat te berekenen. Het verschil tussen de experimenteel gemeten doorbuiging en de berekeningen zijn met name bij de dunne platen van het type 1 en type 2 groot. De reden dat de berekening van de doorbuiging van de composietplaat niet goed overeenkomt met de praktijk is waarschijnlijk omdat composiet een complex, anisotroop materiaal is. Er zijn zeer veel parameters, zoals dikte en volumefracties, die invloed hebben op de berekening en al die parameters zijn per composietplaat verschillend. Wanneer al deze parameters exact bekend zijn en de theoretische situatie en de praktijk zoveel mogelijk met elkaar in overeenstemming zijn zullen de berekeningen nauwkeuriger zijn, maar de berekeningen zullen waarschijnlijk altijd slechts een indicatie geven van de doorbuiging en niet de exacte doorbuiging.

De schadeontwikkeling voor de twee verschillende soorten belasting komt grotendeels overeen.

De tweede conclusie betreft de vergelijking van de schadeontwikkeling tussen de twee typen van belasten van de plaat. Het blijkt dat de manier waarop de schade zich ontwikkelt voor beide vormen van belasten grotendeels gelijk is. De eerste vorm van schade die optreedt is het ontstaan van microscheurtjes in de matrix en wanneer de plaat verder wordt belast gaat de plaat delamineren. Het oppervlakte waar delaminatie plaatsvindt neemt toe naarmate de belasting toeneemt en breidt zich vanaf de randen uit naar het midden. Vervolgens ontstaan er scheuren in het oppervlak van de matrix en komen er op deze plekken vezels los uit de matrix. Tot zover komt de schadeontwikkeling tussen statische belasting en schokgolfbelasting overeen. Twee, relatief kleine, verschillen die wel zijn waargenomen is dat de platen die met een schokgolf zijn belast meer oppervlakte beschadiging hebben en dat de platen die statisch zijn belast meer vezelbreuk hebben. Ook het bezwijken van de plaat verschilt bij de twee verschillende manieren van belasten. De platen die zijn bezweken onder statische belasting hebben het begeven doordat er een scheur is ontstaan vanaf de rand van de inklemming naar het midden van de plaat, de plaat die het heeft begeven onder schokgolfbelasting is bezweken doordat er vezels gebroken zijn, en zodoende vezels en matrix van de plaat zijn losgekomen. Dit verschil wordt, gezien de manier van bezwijken, zeer waarschijnlijk veroorzaakt door de inklemming van de plaat.

Er is geen vergelijking van de schade mogelijk op basis van de hoogte van de belasting.

Hoewel de schadeontwikkeling grotendeels hetzelfde is, kan er toch geen simpele vergelijking worden gemaakt tussen de schade bij statische belasting en de schade bij schokgolfbelasting op basis van de hoogte van de belasting. Het is niet zo dat een statische belasting van 1000 kPa dezelfde schade aan een composietplaat toebrengt als een schokgolf met een maximale druk van 1000 kPa. Omdat de belasting maar zeer kort is, minder dan een milliseconde, is de composietplaat beter bestand tegen schokgolfbelasting dan tegen statische belasting.

Aanbevelingen

Naar aanleiding van het onderzoek, dat een verkennend en experimenteel karakter had, kunnen er een aantal aanbevelingen worden gedaan die zeer nuttig kunnen zijn voor toekomstig onderzoek. Gedurende het onderzoek zijn er een aantal keuzes gemaakt die op dat moment het beste leken, maar bij een vervolg onderzoek waarschijnlijk toch beter anders gedaan kunnen worden.

<u>Gebruik een overeenkomstige opstelling voor de proeven met de statische belasting en de proeven met</u> <u>schokgolfbelasting.</u>

Bij het onderzoek is, vanwege praktisch belang en de beperkte tijdsduur voor de uitvoering van het onderzoek, gekozen voor een andere opstelling voor de twee verschillende vormen van belasten. In hoofdlijnen kwam de opstelling overeen, maar de inklemming van de proeven met schokgolfbelasting bleek toch veel beter te klemmen dan de inklemming bij de proeven met de statische belasting. Bij een vervolg onderzoek is het beter om bij beide vormen van belasten te kiezen voor de inklemming met bouten, deze inklemming is voor elke proef overeenkomstig, alle bouten zijn vastgedraaid met een kracht van 25 Nm, en ook is deze manier van inklemmen zeer stevig. Ook is het voor een goede vergelijking beter om dezelfde afmetingen voor de plaat te gebruiken.

Zorg dat het mogelijk is de doorbuiging van de composietplaat te meten bij de proeven met <u>schokgolfbelasting.</u>

Ondanks diverse inspanningen was het helaas niet mogelijk om de doorbuiging van de plaat te meten bij de proeven met schokgolfbelasting. Bij vervolg onderzoek zou het wenselijk zijn om dit wel te meten. Dit zal mogelijk gedaan worden met behulp van meerdere hogesnelheidscamera's, waarmee met behulp van een computerprogramma een driedimensionaal beeld van de plaat verkregen kan worden. Op deze manier zou het mogelijk moeten zijn om op elke plek van de plaat de doorbuiging te achterhalen. Ook is het met de filmopname van de hogesnelheidscamera mogelijk om een beeld te krijgen van het gedrag van de composietplaat gedurende de belasting en kan op deze manier bijvoorbeeld verklaard worden waarom plaat 2.4 XL naar boven gebogen in het kader zat geklemd. Ook kan op deze manier het vibreren van de plaat nader onderzocht worden.

Gebruik machinaal gemaakte composietplaten.

Voor dit onderzoek zijn alle composietplaten met de hand gemaakt. Behalve dat dit zeer tijdrovend is, het maken van alle composietplaten heeft circa anderhalve week gekost, zijn ze ook nog eens van mindere kwaliteit dan machinaal gemaakte platen en zijn de eigenschappen van alle platen niet gelijk. Voor een goede vergelijking tussen de verschillende vormen van belasten is het belangrijk dat de platen onderling niet verschillend zijn. Bij de platen die met de hand gemaakt zijn verschillen de volumefracties per plaat en zijn de vezels niet altijd even precies georiënteerd. Wanneer de platen machinaal gemaakt zullen worden zullen de platen allemaal nagenoeg identiek aan elkaar zijn en is het ook mogelijk de eigenschappen bij de fabrikant op te vragen. Tevens zullen er waarschijnlijk minder defecten, als luchtbelletjes en deukjes in de plaat zitten, die voor afwijkende resultaten kunnen zorgen.

Literatuurlijst

- Amerikaanse Ministerie van Defensie (1990). *TM-5-1300: Structures to resist the Effects of Accidental Explosions*. Department of the army, the navy and the airforce.
- Borgers, J.B.W. (2008). *Concept dictaat Pyrotechniek en Beschermingsconstructies*. Nederlandse Defensie Academie, sectie Civiele Techniek.
- Cope, R.J. & Clark, L.A. (1984). *Concrete slabs: Analysis and design.* Elsevier applied science publishers (Ltd).
- Mallick, P.K. (2008). *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing and design 3rd ed.* CRC Press Taylor & Francis Group.
- Schaffer, J.P., Saxena, A., Antolovich, S.D., Sanders Jr., T.H., & Warner S.B. (1999). *The Science and Design of Engineering Materials.* WCB/McGraw-Hill (Inc).
- Vantomme, J. (2007). Berekening van structuren in composietmaterialen. Koninklijke Militaire School.
- Ventsel, E. & Krauthammer T. (2001). *Thin Plates and Shells: Theory, Analysis and Applications.* Marcel Dekker (Inc).

Appendix 1. Eigensenappen platen

Plaat	Lengte (m)	Breedte (m)	Dikte (m)	Oppervlakte (m ²)	Gewicht (kg)	Aantal lagen
# 1.1	0.310	0.312	0.0018	0.097	0.208	2
# 1.2	0.301	0.307	0.0017	0.092	0.2024	2
# 2.1	0.295	0.303	0.0022	0.089	0.3124	4
# 2.2	0.303	0.319	0.0022	0.097	0.3189	4
# 3.1	0.302	0.306	0.0037	0.092	0.5741	8
# 3.2	0.300	0.304	0.0039	0.091	0.586	8
# 4.1	0.303	0.320	0.0027	0.097	0.3829	4
# 4.2	0.304	0.300	0.0027	0.091	0.4092	4

Plaat	Gewicht glasvezel (kg)	Gewicht polyester (kg)	Vf glasvezel	Vf polyester	Oriëntatie v.d. vezels	Dichtheid van de plaat (kg/m³)
# 1.1	0.119	0.089	36.7	63.3	(0,90,90,0)	1629.1
# 1.2	0.114	0.089	35.8	64.2	(0,90,90,0)	1615.0
# 2.1	0.155	0.157	30.0	70.0	(0,90,90,0)	1532.2
# 2.2	0.168	0.151	32.6	67.4	(0,90,90,0)	1568.8
# 3.1	0.321	0.253	35.5	64.5	(0, 90, 0, 90)s	1611.5
# 3.2	0.317	0.269	33.8	66.2	(0, 90, 0, 90)s	1587.0
# 4.1	0.201	0.182	32.3	67.7	(0,0,0,0)	1565.5
# 4.2	0.189	0.220	27.1	72.9	(0,90,90,0)	1489.9

Plaat XL	Lengte (m)	Breedte (m)	Dikte (m)	Oppervlakte (m ²)	Gewicht (kg)	Aantal lagen
# 1.1	0.467	0.466	0.0013	0.218	0.458	2
# 1.2	0.472	0.465	0.0012	0.219	0.478	2
# 2.1	0.462	0.460	0.0021	0.213	0.702	4
# 2.2	0.458	0.462	0.0021	0.212	0.680	4
# 2.3	0.460	0.460	0.0021	0.212	0.718	4
# 2.4	0.460	0.460	0.0021	0.212	0.721	4
# 2.5	0.460	0.460	0.0021	0.212	0.754	4
# 2.6	0.460	0.460	0.0021	0.212	0.718	4
# 3.1	0.453	0.458	0.0038	0.207	1.378	8
# 3.2	0.463	0.469	0.0044	0.217	1.520	8
# 4.1	0.467	0.452	0.0025	0.211	0.944	4
# 4.2	0.471	0.461	0.0022	0.217	0.988	4

Plaat XL	Gewicht glasvezel (kg)	Gewicht polyester (kg)	Vf glasvezel	Vf polyester	Oriëntatie v.d. vezels	Dichtheid van de plaat (kg/m³)
# 1.1	0.268	0.190	37.9	62.1	(0,90,90,0)	1646.4
# 1.2	0.270	0.208	36.1	63.9	(0,90,90,0)	1619.3
# 2.1	0.370	0.332	32.5	67.5	(0,90,90,0)	1568.0
# 2.2	0.368	0.312	33.8	66.2	(0,90,90,0)	1586.8
# 2.3	0.368	0.350	31.3	68.7	(0,90,90,0)	1550.5
# 2.4	0.368	0.353	31.1	68.9	(0,90,90,0)	1547.9
# 2.5	0.368	0.386	29.2	70.8	(0,90,90,0)	1520.8
# 2.6	0.368	0.350	31.3	68.7	(0,90,90,0)	1550.5
# 3.1	0.722	0.656	32.3	67.7	(0, 90, 0, 90)s	1564.5
# 3.2	0.755	0.765	30.0	70.0	(0, 90, 0, 90)s	1531.4
# 4.1	0.437	0.507	27.2	72.8	(0,90,90,0)	1491.6
# 4.2	0.450	0.538	26.6	73.4	(0,90,90,0)	1482.6

Elasticiteitsmodulus

Plaat	Elasticiteitsmodulus 1 (MPa)	Elasticiteits modulus (MPa)	2 Elasticiteitsmodulus volgens Kolibri (MPa)
# 1.1	28941.7	5680.4	17519
# 1.2	28268.8	5600.5	17138
# 2.1	24321.6	5173.6	14927
# 2.2	26066.1	5354.0	15890
# 3.1	28103.0	5581.2	17044
# 3.2	26935.7	5448.7	16388
# 4.1	25906.1	5336.9	15810
# 4.2	22301.1	4979.3	13807

Elasticiteitsmodulus 1 en 2 zijn berekend op basis van de mengwet die is beschreven in hoofdstuk 1, en zijn geldig in respectievelijk de 1 en de 2 richting. De elasticiteitsmodulus volgens Kolibri is een elasticiteitsmodulus die is berekend door Kolibri op basis van elasticiteitsmodulus 1 en 2, en is de elasticiteitsmodulus die gebruikt is in de berekeningen omdat dit de elasticiteitsmodulus voor de gehele plaat is.

Appendix 2: Voorbeeld berekening Kolibri

Voorbeeld van een berekening gemaakt door het computerprogramma Kolibri. Hier is een berekening en analyse te zien van plaat 2.1.

Properties

type: Plate

modified: lundi 18 mai 2009, 10:15:11

Definition

laminate: Laminate1

θ: 0 ° Length: 0,2 m

Width: 0,2 m

Laminate Stiffness Summary

Ex	Ev	G _{xy}	ν_{xy}	$\nu_{\gamma x}$	Laminate name
MPa	МРа	MPa			
14869	14869	4002	0,10525	0,10525	Laminate1
Ply Stiffness S	Summary				
E1	E ₂	G ₁₂	v ₁₂	ν_{21}	Ply name
MPa	MPa	MPa			
24322	5174	4002	0,3	0,063819	Ply1

Boundary Conditions

edge 1: Clamped edge 2: Clamped edge 3: Clamped edge 4: Clamped point 1: Free point 2: Free point 3: Free point 4: Free Applied Load uniform pressure (-) (-)

0,25MPa

Displacements

Umex	=	0 m	<u>at</u> x = 0,0011111 m	y = 0,0061111 m
<u>Umin</u>	=	0 m	<u>at</u> x = 0,0011111 m	y = 0,0061111 m
Vmax	=	0 m	<u>at</u> x = 0,0011111 m	y = 0,0061111 m
Vmin	=	0 m	<u>at</u> x = 0,0011111 m	y = 0,0061111 m
14/	=	0,041015 m	<u>at</u> x = 0,10211 m	y = 0,097742 m
wmin.	=	0 m	<u>at</u> x = 0,0011111 m	y = 0,0061111 m

Strains and Curvatures

Ex max	=	0	<u>at</u> x = # m	y = # m
Ex min	=	0	at x = # m	y = # m
εy max	=	0	at x = # m	y = # m
εy min	=	0	at x = # m	y = # m
γxy max ^s	=	0	<u>at</u> x = # m	y = # m
γ _{xy min} =		0	<u>at</u> x = # m	y = # m
Ky may	=	15,622 m ⁻¹	<u>at</u> x = 0,10066 m	y = 0,1005 m
Kx min	=	-34 <u>,14</u> m ⁻¹	at x = 0,0024056 m	/=0,1025 m
Ky max	=	12,595 m ⁻¹	at x = 0,099411 m	y = 0,094825 m
K y min	=	-45,579 m ⁻¹	at x = 0 <u>,1025</u> m	y = 0,19759 m
Kxv max	=	20,39 m-1	at x = 0,15842 m	y = 0,033116 m
Κχν αχίη.,	=	-20,28 m ₋₁	at x = 0,16273 m	y = 0,17277 m

Nx max =	2,0937E-14 N/mm	at x = 0,10857 m	y = 0,13413 m
N _{x min} = -	2,2583E-14 N/mm	at x = 0,11279 m	y = 0,1025 m
Ny max =	1,7474E-14 N/mm	at x = 0,089167 m	y = 0,19663 m
N _{y min} = _	1,5328E-14 N/mm	at x = 0,10167 m	y = 0,19759 m
Nxy max =	8,5345E-15 N/mm	at x = 0,096667 m	y = 0,19904 m
N _{xy min} =	-9,655E-15 N/mm	at x = 0,086667 m	y = 0 <mark>, 17277 m</mark>
M _{x max} =	327,45 Nm/m	at x = 0,10066 m	y = 0, <mark>1</mark> 005 m
=	-677,18 Nm/m	at x = 0,0024056 m	y = 0,1025 m
My max =	108,05 Nm/m	at x = 0,09874 m	y = 0,098312 m
=	-311,97 Nm/m	at x = 0,1025 m	y = 0,19759 m
Mxy max ⁼	72,408 Nm/m	at x = 0,15842 m	y = 0,033 <mark>116</mark> m
M _{xy min} =	-72,015 Nm/m	at x = 0,16273 m	y = 0,17277 m



Properties

type: Solid Laminate

modified: lundi 18 mai 2009, 10:15:11

Laminate lay-up

i	φ	t	Ztop	Zbot	Ply
	٥	mm	mm	mm	
4	0	0,55	1,1	0,55	Ply1
3	90	0,55	0,55	0	Ply1
2	90	0,55	0	-0,55	Ply1
1	0	0,55	-0,55	-1,1	Ply1

Laminate properties

n	=	4
h	=	2,2 mm
ρ	=	1532 kg/m^3
mA	=	$3,3704 \text{ kg/m}^2$
Classification		balanced; symmetric; crossply;

Laminate Mechanical Properties

Ex	=	14869 MPa
Ev	=	14869 MPa
Gxv	=	4002 MPa
v _{xy}	=	0,10525
vyx	=	0,10525

Relationships

Uses

Fibre Reinforced Ply: Ply1

Used by

Plate: Plate1

Properties

type: Fibre Reinforced Ply

modified: lundi 18 mai 2009, 10:15:10

Engineering Constants

E1	=	24322 MPa	G12	=	4002 MPa	v ₁₂	= 0,3		
E ₂	=	5174 MPa	G ₂₃	=	#MPa	V23	=#		
E ₃	=	#MPa	G ₃₁	=	#MPa	v_{31}	=#		
First	Failur	e Stresses							
$\overline{\sigma}_{1(t)}$	=	724,8 MPa	$\bar{\sigma}_{1(c)}$	=	417 MPa	$\overline{\tau}_{12}$	=	47,9 MPa	
$\overline{\sigma}_{2(t)}$	=	20,5 MPa	- σ _{2(c)}	=	82 MPa	$\overline{\tau}_{23}$	=	#MPa	
- σ _{3(t)}	=	#MPa	$\overline{\sigma}_{3(c)}$	=	#MPa	$\overline{\tau}_{31}$	=	#MPa	
First	First Failure Strains								

ε _{1(t)}	=	0,0298	ε _{1(c)}	=	0,017145	- 	=	0,011969
ε _{2(t)}	=	0,0039621	Ξ _{2(c)}	=	0,015848	- γ23	=	#
ε _{3(t)}	=	#	83(c)	=	#	- γ31	=	#

Hygro-Thermal Coefficients

αι	=	#K ⁻¹	β1	=	#w% ⁻¹
α2	=	#K-1	β2	=	#w% ⁻¹
α3	=	# K ⁻¹	β3	=	#w% ⁻¹

Physical Properties

t	=	0,55 mm
ρ	=	1532 kg/m ³
mA	=	0,8426 kg/m ²

Relationships

Uses

Used by

Solid Laminate: Laminate1

Plate: Plate1

Appendix 3: Conwep eigenschappen explosies

In de onderstaande schermafbeeldingen zijn de gegevens te zien die zijn berekend door Conwep voor de verschillende explosies. Bovenaan bij "Input" zijn de gegevens te zien die zijn ingevoerd, dat het een sferische explosie betreft, het gewicht van de hoeveelheid C4 en de TNT equivalent en de afstand tot het doel. Daaronder bij "Output" staan de gegevens die Conwep op basis van de invoer berekend, de belangrijkste voor dit onderzoek zijn de "peak incident overpressure", de "normally reflected pressure" en de "positive phase duration" te vinden. Uitleg hierover is te vinden in hoofdstuk 2: "Berekeningen".

Standaard gewicht en afstand: 20 gram C4 op 30 centimeter:

CONWEP.EXE	
INPUT	
Spherical Free-Air Burst Charge weight Equivalent weight of TNT Range to target	0.2000E-01 kg 0.2560E-01 kg 0.3000 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure Normally reflected pressure Time of arrival Positive phase duration Incident impulse Reflected impulse Shock front velocity Peak dynamic pressure Peak particle velocity Shock density Shock density Decay coefficient 0 (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/0].	898.6 kPa 4755. kPa 0.1620 msec 0.5321 msec 50.73 kPa-msec 161.0 kPa-msec 993.9 m/s 1296. kPa 737.8 m/s 4.763 kg/m**3 1.388 0.6420E-01

Variaties: 20 gram C4 op 25 centimeter

CONWEP.EXE

INPUT

Spherical Free-Air Burst Charge weight Equivalent weight of TNT Range to target	0.2000E-01 kg 0.2560E-01 kg 0.2500 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure Normally reflected pressure Time of arrival Positive phase duration Incident impulse Reflected impulse Shock front velocity Peak dynamic pressure Peak particle velocity Shock density Specific heat ratio Decay coefficient θ (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/θ].	1342. kPa 7986. kPa 0.1155 msec 0.4599 msec 56.76 kPa-msec 204.8 kPa-msec 1190. m/s 2312. kPa 921.0 m/s 5.451 kg/m**3 1.381 0.4714E-01
Press <enter> to continue</enter>	

Bachelor eindopdracht Arno Bouwhuis

_ 8 ×

20 gram C4 op 20 centimeter:

GIN CONWEP.EXE	_ 문 ×
INPUT	
Spherical Free-Air Burst Charge weight Equivalent weight of TNT Range to target	0.2000E-01 kg 0.2560E-01 kg 0.2000 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure Normally reflected pressure Time of arrival Positive phase duration Incident impulse Reflected impulse Shock front velocity Peak dynamic pressure Peak particle velocity Shock density Shock density Decay coefficient θ (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/θ].	2146. kPa 0.1453E+05 kPa 0.7711E-01 msec 0.2195 msec 50.09 kPa-msec 277.6 kPa-msec 1478. m/s 4396. kPa 1186. m/s 6.248 kg/m**3 1.368 0.2655E-01

20 gram C4 op 15 centimeter:

INPUT	
Spherical Free-Air Burst Charge weight	2000E-01 kg 2560E-01 kg 1500 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure3'Normally reflected pressure0.2Time of arrival0.4Positive phase duration0.4Incident impulse41Reflected impulse41Shock front velocity12Peak dynamic pressure91Peak particle velocity11Shock density7Specific heat ratio1Decay coefficient θ (msec), where1P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/0]0.1	760. kPa 2917E+05 kPa 4679E-01 msec 9758E-01 msec 1.91 kPa-msec 17.6 kPa-msec 923. m/s 172. kPa 595. m/s '.207 kg/m**3 346 1283E-01

30 gram C4 op 15 centimeter:

CONWEP.EXE	_ @ ×
INPUT	
Spherical Free-Air Burst Charge weight Equivalent weight of TNT Range to target	0.3000E-01 kg 0.3840E-01 kg 0.1500 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure Normally reflected pressure Time of arrival Positive phase duration Incident impulse Reflected impulse Shock front velocity Peak dynamic pressure Peak particle velocity Shock density Shock density Specific heat ratio Decay coefficient θ (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/θ].	4795. kPa 0.3923E+05 kPa 0.4278E-01 msec 0.8830E-01 msec 46.32 kPa-msec 2155. m/s 0.1257E+05 kPa 1812. m/s 7.654 kg/m**3 1.333 0.1104E-01
Decay coefficient 0 (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/0] . Press <enter> to continue</enter>	0.1104E-01

40 gram C4 op 15 centimeter:

CONWEP.EXE	
INPUT	
Spherical Free-Air Burst Charge weight Equivalent weight of TNT Range to target	0.4000E-01 kg 0.5120E-01 kg 0.1500 meters
OUTPUT	
Peak incident overpressure Normally reflected pressure Time of arrival Positive phase duration Incident impulse Reflected impulse Shock front velocity Peak dynamic pressure Peak particle velocity Shock density Specific heat ratio Decay coefficient θ (msec), where P(t)=Pso*[1-(t-ta)/to]*exp[-(t-ta)/θ].	5651. kPa 0.4783E+05 kPa 0.4031E-01 msec 0.8558E-01 msec 50.76 kPa-msec 2328. m/s 0.1556E+05 kPa 1975. m/s 7.979 kg/m**3 1.324 0.1020E-01

Appendix 4: Grafieken statische proeven



Hieronder zijn de resultaten van de statische proeven grafisch weergegeven. Op de x-as is de doorbuiging in millimeter weergegeven en op de y-as is de kracht in Newton te vinden.

Bachelor eindopdracht Arno Bouwhuis





Grafieken van platen 2.1 & 2.2. Op de x-as de doorbuiging in millimeter, op de v-as de kracht in Newton





Bachelor eindopdracht Arno Bouwhuis





Grafieken van platen 4.1 & 4.2. Op de x-as de doorbuiging in millimeter, op de v-as de kracht in Newton

Bachelor eindopdracht Arno Bouwhuis